

**DISEÑO CONCEPTUAL DE UN UAV HIBRIDO ANFIBIO (AÉREO - ACUÁTICO)
AQUATIC UNMANNED AERIAL VEHICLE (AQUAUAV)**

**DANIEL SANTIAGO GUTIÉRREZ PACHECO
DANIEL ANDRÉS ROJAS PERILLA
JOHAN SIMÓN SÁNCHEZ GONZÁLEZ**

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2016**

**DISEÑO CONCEPTUAL DE UN UAV HIBRIDO ANFIBIO (AÉREO - ACUÁTICO)
AQUATIC UNMANNED AERIAL VEHICLE (AQUAUAV)**

**DANIEL ANDRÉS ROJAS PERILLA
JOHAN SIMÓN SÁNCHEZ GONZÁLEZ
DANIEL SANTIAGO GUTIERREZ PACHECO**

Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero Aeronáutico

**Director de tesis
Juan Carlos Gamba
Ingeniero Aeronáutico
Docente Universitario**

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2016**

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

BOGOTÁ, D. C. 29/11/2016

Agradecimientos.

Los autores del presente trabajo manifiestan sinceros agradecimientos a:

La fundación universitaria los libertadores por permitir formarnos como profesionales y guiarnos durante los 5 años de la carrera por medio de profesionales que en cada una de las áreas, nos aportaron los conocimientos necesarios para desarrollar este trabajo, por medio del cual podemos atribuir que es realmente importante culminar una etapa muy importante en nuestras vidas dejando como experiencias lo aprendido en cada una de las áreas que tuvimos la oportunidad de experimentar tanto teóricamente como experimentalmente en algunos de los laboratorios de la universidad.

Agradecimientos al Ingeniero John Jairo Vaca Ríos, por su constante orientación, en algunos de los temas del proyecto, donde por medio de sus aportes se lograron culminar temas de Aerodinámica sobre el perfil, de antemano también en su aporte en diferentes disciplinas que fueron dictadas por él y que en su momento nos fueron útiles en nuestra formación académica.

Al ingeniero Juan Carlos Gamba Torres, por su colaboración y disposición de tiempo, en la orientación del proyecto, ofreciéndonos de su vida profesional aportes que nos brindaron en las etapas del proyecto el paso a seguir.

“Este trabajo es dedicado inicialmente a Dios por darme sabiduría y físicamente el entendimiento para culminar esta etapa de mi vida, a mi madre que me permitió formarme con valores en la casa y brindarme su apoyo económico para culminar una etapa de mi vida profesional con el amor que siempre ha demostrado como buena madre e instructora de mi formación moral”.

Johan Simón Sánchez González.

“Al primero que quiero dedicarle este trabajo es a Dios, que me dio la oportunidad de estudiar. A mi familia, que fueron los que siempre estuvieron presentes apoyándome en esta etapa de estudio.

A los jugadores del Chapecoense, que descansen en paz”.

Daniel Santiago Gutiérrez Pacheco

“Primeramente a Dios por darme salud, medios y la oportunidad de estudiar, a mi familia que me apoyaron y confiaron en mí ciegamente a diario, mi novia que estuvo en parte de esta etapa. Gracias doy a mis compañeros que hacen parte ahora de mi vida además de ser amigos hacen parte de mi familia”.

Daniel Andrés Rojas Perilla

CONTENIDO

	Pág.
1. ABSTRACT	21
2. INTRODUCCIÓN	22
3. JUSFICACIÓN	24
4. OBJETIVOS	26
4.1. <i>Objetivo general</i>	26
4.2. <i>Objetivos específicos</i>	26
5. MARCO DE REFERENCIA	27
5.1. <i>Reseña histórica y evolución de vehículos no tripulados</i>	27
5.1.1. UAV's	27
5.1.2. AUV's	30
5.2. <i>Aplicación UAV's sumergibles y su desarrollo</i>	33
5.2.1. Flying fish prototype	33
5.2.2. Hybrid aerial underwater vehicle	34
5.2.3. CFD based investigation on the impact acceleration when a gannet impacts with water during plunge diving	35
6. MARCO CONCEPTUAL	36
6.1. <i>GENERALIDADES DE UN VEHÍCULO NO TRIPULADO.</i>	36
6.1.1. UAV	36
6.1.1.1. Aplicaciones UAVs	36
6.1.2. AUVs	38
6.1.3.1. 4.1.2.1. Tipo y aplicaciones de AUV's	38
7. MARCO LEGAL	40
7.1. <i>Regulación de aeronaves no tripuladas en latino américa</i>	40
7.2. <i>Reglamentación de transporte hídrico de Colombia</i>	41
7.3. <i>Reglamentos federales de adquisición (FAR 23)</i>	42
7.3.1. General	42
7.3.2. Alas	43
8. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	45
8.1. <i>Antecedentes</i>	45
8.2. <i>Descripción del problema</i>	45
9. ESTIMACIONES INICALES EN EL PROCESO DE DISEÑO PARA UN AQUAUAV	47
9.1. <i>Investigación comparativa y descriptiva</i>	49
9.2. <i>Impacto social</i>	54
10. ETAPA DESCRIPTIVA DE PARAMETROS INICIALES	57

11. AERODINÁMICA	64
11.1. Definición	64
11.2. Perfil aerodinámico	64
11.3. Perfil eppler 212	70
11.4. Distribución de presión del perfil eppler 212.	71
11.5. Centro aerodinámico del perfil eppler 212.	73
11.6. Aerodinámica del ala finita	75
11.7. Método de lifting line	75
12. CARGAS DE PROYECTO PARA LAS ALAS	81
12.1. Condiciones crítica de carga en las alas.....	81
Efectos de la Distribución de Peso.	83
12.2. Distribución de los esfuerzos aerodinámicos a lo largo de la envergadura del ala 83	
12.3. Esfuerzos cortantes, momentos de flexión y momento de torsión, debida a las cargas aerodinámicas	83
12.3.1. Esfuerzos cortantes	83
12.3.2. Momento de flexión debido a las cargas aerodinámicas.	85
12.3.3. Diagrama V-n.....	86
13. REQUISITOS PROPUESTOS INICIALES PARA EL DISEÑO CONCEPTUAL DE AQUAUAV	88
13.1. Perfil de misión	88
13.2. Peso máximo de despegue.....	89
13.3. Estimación de peso del combustible	90
13.4. Carga paga de la aeronave.....	90
13.5. Determinación de peso en vacío.....	90
13.6. Datos de requeridos para el diseño	93
13.7. DRAG.....	94
13.8. Calculo del coeficiente de resistencia parasita (CD_0).....	95
13.9. Calculo del coeficiente de arrastre inducido (CD_i).....	95
13.10. Calculo de lift	97
13.11. Velocidad máxima.....	98
13.12. Velocidad requerida	100
13.13. Velocidad mínima	101
13.14. Velocidad de pérdida	101
13.15. Techo de operación	102
13.16. Velocidad a mínima potencia	103
13.17. Coeficiente lift mínimo.....	103
13.18. Potencia mínima requerida	103
13.19. Longitud de fuselaje.....	104
13.20. Coeficientes de volumen para los estabilizadores	105
13.21. Catapulta.....	112
14. ANEXOS	116
15. CONCLUSIONES.....	128

16. RECOMENDACIONES	129
17. REFERENCIAS.....	130

LISTA DE FIGURAS

- Figura 1. Proyección de la adopción tecnológica de UAS por los sectores público y comercial.
- Figura 2. Flying fish.
- Figura 3. Hybrid aerial underwater vehicle (MIT Lincoln Lab).
- Figura 4. Desarrollo y simulación para el estudio en el comportamiento del ave Gannet, punto de transición aire-agua..
- Figura 5. Etapas de diseño.
- Figura 6. Ave Northern Gannet.
- Figura 7. Ave Martín pescador (Rayo azul).
- Figura 8. Multi-toma de ave gannet.
- Figura 9. Multitoma de ave Martin pescador.
- Figura 10. Contacto del pico de las aves con el fluido.
- Figura 11. Configuración inicial de fuselaje en forma de ave.
- Figura 12. Resultado de simulación del módulo de static study en Solidedge.
- Figura 13. Resultado de simulación del módulo de static study en Solidedge.
- Figura 14: comportamiento de la sustentación sobre el perfil al 0° .
- Figura 15. Análisis CFD del perfil EPPLER 212.
- Figura 16: ala del UAV.
- Figura 17. Distribución de vórtices sobre la envergadura del ala.
- Figura 18. Velocidad inducida por el vórtice de estera.
- Figura 19. Ángulos de ataque que se presentan sobre el perfil.
- Figura 20. Esfuerzos sobre una sección del ala.
- Figura 21. Esfuerzos aerodinámicos actuantes.
- Figura 22. Cargas aerodinámicas, esfuerzos cortantes y momento de flexión, debido a las cargas aerodinámicas.
- Figura 23. Diagrama de maniobras.
- Figura 24: empenaje simulado en XFLR5.
- Figura 25. Sistema de lanzamiento para el inicio del vuelo.
- Figura 26. Esquemas de fuerzas en ascenso.
- Figura 27. Vista frontal AquaUAV con alas extendidas.
- Figura 28. Vista planta AquaUAV con alas extendidas.
- Figura 29. Vista lateral AquaUAV con alas extendidas.
- Figura 30. Vista isométrica AquaUAV con alas extendidas.
- Figura 31. Vista frontal AquaUAV con alas plegadas.
- Figura 32. Vista planta AquaUAV con alas plegadas.
- Figura 33. Vista lateral AquaUAV con alas plegadas.
- Figura 34. Vista Isométrica AquaUAV con alas plegadas.

LISTA DE TABLAS

- Tabla 1. Descripción de las fases para el AquaUAV.
- Tabla 2. Clasificación de UAVs.
- Tabla 3. Guía de Clasificación UAS de NATO.
- Tabla 4. Categorización de UAV desarrollados.
- Tabla 5. Categorización de AquaUAV desarrollados.
- Tabla 6. Información de parámetros utilizados en el modelo Gannet I.
- Tabla 7. Datos aerodinámicos de los diferentes perfiles aerodinámicos.
- Tabla 8. Opciones de elección del tipo de perfil.
- Tabla 9. Datos aerodinámicos del ala.
- Tabla 10. Pautas técnicas y operativas para el despegue del AQUAUAV.
- Tabla 11. Descripción de elementos de la carga paga.
- Tabla 12. Descarga por minutos de la batería.
- Tabla 13. Parámetros iniciales para diseño.
- Tabla 14. Valores para la longitud del fuselaje de un planeador.
- Tabla 15. Coeficientes de Volumen de empenaje.
- Tabla 16. Relación de aspecto para coeficientes del empenaje.

LISTA DE GRAFICAS

- Grafica 1. Fases de la misión para el AquaUAV.
- Gráfica 2. Coeficiente de sustentación Vs coeficiente de arrastre. 2D. perfiles.
- Gráfica 3. Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.
- Gráfica 4. Coeficiente de momento Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.
- Gráfica 5. Coeficiente de arrastre Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.
- Gráfica 6. Eficiencia Aeronáutica Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.
- Grafica 7. Curvas aerodinámicas perfil Eppler 212.
- Grafica 8. Distribución de presión sobre el perfil EPPLER 212.
- Grafica 9. Curvas aerodinámicas del ala.
- Gráfica 10. Diagrama de maniobras.
- Grafica 11. Descarga de batería en 15 minutos.
- Grafica 12. Potencia requerida.
- Grafica 13. Curva polar (Empenaje)-2D.
- Grafica 14. Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque (Empenaje)-2D.
- Grafica 15. Coeficiente de arrastre Vs ángulo de ataque (Empenaje)-2D.
- Grafica 16. Coeficiente de momento Vs ángulo de ataque (Empenaje)-2D.
- Grafica 17. Curvas aerodinámicas del empenaje-3D.
- Gráfica 18. Coeficiente de sustentación vs Gamma.
- Gráfica 19. Tracción disponible vs gamma.

LISTA DE ECUACIONES

- Ecuación 1. Altura de caída.
- Ecuación 2. Componente de la velocidad en Y.
- Ecuación 3. Velocidad de contacto del cuerpo fuselado con el agua.
- Ecuación 4. Número de Reynolds.
- Ecuación 5. Centro aerodinámico.
- Ecuación 6. Velocidad inducida por el vórtice de estera.
- Ecuación 7. Sumatoria de los elementos de vórtices.
- Ecuación 8. Sección del perfil.
- Ecuación 9. Sección del perfil simplificada.
- Ecuación 10. Ángulo de ataque inducido.
- Ecuación 11. Ángulo de ataque efectivo.
- Ecuación 11. Ángulo de ataque efectivo.
- Ecuación 12. Fuerza de sustentación.
- Ecuación 13. Teorema Kutta-Joukowski
- Ecuación 14. Teoría fundamental del Lifting Line.
- Ecuación 15. Transformación de coordenadas.
- Ecuación 16. Distribución de circulación.
- Ecuación 17. Momento flector que se produce en el ala
- Ecuación 18. Factor de carga reducido.
- Ecuación 19. Cargas debido a las fuerzas aerodinámicas
- Ecuación 20. Fuerzas en dirección de la cuerda.
- Ecuación 21. Esfuerzo cortante normal al plano yx del ala
- Ecuación 22. Esfuerzo cortante parálélalo al mismo.
- Ecuación 23. Esfuerzo cortante normal al plano yx del ala en función de C_z .
- Ecuación 24. Esfuerzo cortante parálélalo al mismo en función de C_x .
- Ecuación 25. Momento flector debido a la componente normal de la fuerza aerodinámica.
- Ecuación 26. Momento flector debido a la componente de esfuerzo cortante en el plano de referencia del ala.
- Ecuación 27. Estimación de pesos
- Ecuación 28. Estimación de pesos sin pasajeros.
- Ecuación 29. Peso en vacío.
- Ecuación 30. Peso total de despegue.
- Ecuación 31. Tiempo de duración de la batería.
- Ecuación 32. Ecuación de estado para hallar densidad.
- Ecuación 33. Drag.
- Ecuación 34. Coeficiente de drag.
- Ecuación 35. Coeficiente de resistencia total.
- Ecuación 36. Coeficiente de resistencia total en función de coeficiente de sustentación.
- Ecuación 37. Coeficiente de resistencia parasita.
- Ecuación 38. Coeficiente de arrastre inducido.
- Ecuación 39. Eficiencia de Oswald.

Ecuación 40. Constante de arrastre inducido.
Ecuación 41. Fuerza de sustentación.
Ecuación 42. Coeficiente sustentación.
Ecuación 43. Presión dinámica.
Ecuación 44. Rendimiento aerodinámico máximo.
Ecuación 45. Empuje adimensional.
Ecuación 46. Segunda ley de Newton.
Ecuación 47. Segunda ley de Newton, donde se mantiene constante la masa.
Ecuación 48. Segunda ley de Newton, donde se mantiene constante la velocidad.
Ecuación 49. Empuje teórico estático.
Ecuación 50. Empuje teórico dinámico.
Ecuación 51. Flujo másico (izquierda) y empuje (derecho).
Ecuación 52. Empuje teórico dinámico de la hélice factorizando y sustituyendo el área.
Ecuación 53. Velocidad requerida.
Ecuación 54. Velocidad máxima.
Ecuación 55. Velocidad mínima.
Ecuación 56. Velocidad de pérdida.
Ecuación 57. Peso para fase de despegue.
Ecuación 58. Velocidad stall.
Ecuación 59. Techo de operación.
Ecuación 60. Empuje máximo en el techo de operación.
Ecuación 61. Empuje a altura de 3000 m
Ecuación 62. Velocidad a mínima potencia.
Ecuación 63. Coeficiente de lift mínimo.
Ecuación 64. Potencia mínima requerida.
Ecuación 65. Longitud de fuselaje.
Ecuación 66. Coeficiente para volumen de estabilizador vertical.
Ecuación 67. Coeficiente para volumen de estabilizador horizontal.
Ecuación 68. 6.28 área del empenaje vertical.
Ecuación 69. Area del empenaje horizontal.
Ecuación 70. Envergadura del empenaje vertical.
Ecuación 71. Cuerda de raíz empenaje vertical.
Ecuación 72. Cuerda de punta estabilizador vertical.
Ecuación 73. Cuerda media aerodinámica estabilizador vertical.
Ecuación 74. Distancia para ubicar la cuerda media aerodinámica.
Ecuación 75. Incremento de velocidad mínimo.
Ecuación 76. Empuje requerido para la eyección.
Ecuación 77. Coeficiente de sustentación para la salida en la catapulta.
Ecuación 78. Empuje para catapulta.

LISTA DE ANEXOS

ANEXO A. Instrumentos de carga paga a utilizar.

ANEXO B. Data sheet.

ANEXO C. Tabla ISA.

GLOSARIO

GL	Above Ground Level
BLOS	Beyond Line Of Sight
CBP	Customs and Border Protection
HALE	High Altitude Long Endurance
LOS	Line of sight
MSL	Medium Sea Level
MALE	Medium Altitude Long Endurance
NATO	North Atlantic Treaty Organisation
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
ROV	Remote Operated Vehicle
FAR	Reglamentos Federales De Adquisición
a	Coeficiente angular del ala.
ao	Coeficiente angular del perfil.
at	Coeficiente angular del empenaje.
A	Fuerza tangencial o axial.
AR	Representa el Aspect Ratio.
b	Envergadura del ala.
c	Cuerda.
\bar{c}	Cuerda media aerodinámica.
C	Representa el consumo específico de Combustible en [1/seg].
Ca	Centro aerodinámico.
Cd	Coeficiente de arrastre 2D.
CD	Coeficiente de arrastre 3D
CDi	Coeficiente de arrastre inducido.
CDmin	Coeficiente de arrastre mínimo.
CD0	Coeficiente de arrastre parásito.
CD0 M	Coeficiente de arrastre parásito Misceláneo.
CD *	Coeficiente de arrastre que maximiza la eficiencia.
Cf	Coeficiente de Fricción.
CFD	Computacional Fluid Dynamics.
CG	Centro de gravedad.
CHT	Coeficiente de volumen para el empenaje horizontal.
CI	Coeficiente de sustentación 2D.
CL	Coeficiente de sustentación 3D.
CL max	Coeficiente de sustentación máximo.
CL maxto	Coeficiente de sustentación máximo para despegue.
CL0	Coeficiente de sustentación para ángulo de ataque cero.
CL/CD	Relación entre los coeficientes de sustentación y arrastre.
CL *	Coeficiente de sustentación que maximiza la eficiencia.
Cm	Coeficiente de momento.
CMac	Coeficiente de momento en la cuerda media aerodinámica.

CMCGa	Estabilidad estática longitudinal de la aeronave.
CMCGt	Contribución del empenaje en la estabilidad estática.
CMCGw	Contribución del ala en la estabilidad estática.
CM0	Coeficiente de momento total.
CM0a	Coeficiente de momento del avión.
CM0t	Coeficiente de momento del empenaje.
CM0w	Coeficiente de momento del ala.
Cm α a	Coeficiente angular de la curva de momento del avión.
CM α t	Coeficiente angular de la curva de momento del empenaje.
CM α w	Coeficiente angular de la curva de momento del ala.
Cp	Coeficiente de Presión.
CR	Cuerda de Raíz.
CT	Cuerda de punta.
CVT	Coeficiente de volumen para el empenaje vertical.
$\bar{C}W$	Es la cuerda media aerodinámica del ala
$\bar{C}W = MAC$.	do Diámetro nominal.
dt	Diferencial de tiempo.
dV	Diferencial de Velocidad.
d ϵ /d α	Efecto de downwash.
D	Fuerza de Arrastre.
Di	Arrastre Inducido.
Dh	Diámetro de la hélice.
Do	Arrastre Parásito.
e	Factor de eficiencia de Oswald.
eo	Eficiencia completa de la aeronave.
E	Autonomía de la aeronave.
E* máx	Eficiencia aerodinámica.
f	Factor de forma del fuselaje.
F	Fuerza.
FF	Factor de forma para ala y empenaje.
g	Gravedad.
h	Altura de la aeronave.
\bar{h}_{ac}	Distancia a la cuerda media aerodinámica.
\bar{h}_{CG}	Distancia al centro de gravedad.
\bar{h}_{PN}	Distancia al punto neutro.
H	Posición de la cuerda media aerodinámica.
IT	Línea de inventarios, taxonomía y biología de especies
it	Ángulo de incidencia del empenaje.
iw	Ángulo de incidencia del ala.
ISA	International Standard Atmosphaera.
J	Razón de avance.
k	Constante de arrastre debida a sustentación.
KTO	Coeficiente de tracción estática.
L	Fuerza de sustentación.

Lf	Longitud del fuselaje de la aeronave.
LHT	Distancias del centro aerodinámico del empenaje horizontal al centro aerodinámico del ala.
LVT	Distancias del centro aerodinámico del empenaje vertical al centro aerodinámico del ala.
L(y)	Distribución de sustentación.
L/D	Representa la relación entre sustentación y arrastre.
m	Masa.
mo	Pendiente de la curva de coeficiente de momento de perfil.
M	Número Mach.
MAC	Cuerda Media Aerodinámica.
MAV	Masa de aviónica.
ME	Margen estática.
MFU	Masa del fuselaje.
MINS	Masa de controles de vuelo.
Mo	Distribución de momento flector.
MT	Masa total de la aeronave.
MUC	Masa del conjunto de motor.
MVT	Masa del empenaje tipo V invertido.
MW	Masa del ala.
n	Factor de carga.
n lim	Factor de carga Límite.
nmax	Factor de carga máximo.
n Rmin	Factor de carga para radio de curvatura mínimo.
n ult	Factor de carga último.
N	Fuerza normal.
p	Paso de la hélice.
P	Potencia de la aeronave.
PAV	Porcentaje de peso de la aviónica.
Pd	Potencia disponible.
PE	Potencia disponible en el eje del motor.
PFU	Porcentaje de peso del fuselaje.
PINS	Porcentaje de peso de los controles de vuelo.
PR	Potencia requerida.
PUC	Porcentaje de peso del conjunto del motor.
PVT	Porcentaje de peso del empenaje tipo V invertido.
PW	Porcentaje de peso del ala.
q	Presión dinámica.
R	Fuerza de fricción.
Ra	Rango de misión.
RD	Razón de descenso.
Re	Número de Reynolds.
Rm	Razón de masa.
Rmin	Radio de curvatura mínimo.
R/C	Razón de descenso.

S	Área de ala.
SHT	Área del empenaje horizontal.
SL	Distancia de aterrizaje.
So	Área de referencia nominal.
Sref	Área de referencia (Alar).
Sto	Distancia de despegue.
SVT	Área del empenaje vertical.
SW	Área de ala.
Swet	Área mojada.
t	Tiempo.
t/c	Espesura del perfil.
Td	Tracción Disponible.
Tdh	Tracción disponible a cierta altitud.
Tdo	Tracción disponible al nivel del mar.
TR	Tracción Requerida.
TV=0	representa la tracción estática.
T/W	Relación entre Empuje y peso.
U	Unmanned Aerial Vehicle.
V	Velocidad.
Vappl	Velocidad de Aplicación.
Vc	Distribución de cortante.
V cruise	Velocidad en crucero.
Vd	Velocidad de nunca exceder.
Ve	Velocidad de descenso en paracaídas.
Vh	Velocidad horizontal.
VH	Volumen del empenaje.
Vr	Velocidad Rotacional.
VR min	Velocidad de Radio de curvatura mínimo.
Vstall	Velocidad de pérdida.
Vto	Velocidad de despegue.
VV	Velocidad Vertical.
V*	Velocidad de Maniobra.
W	Peso.
Wcrew	Es el peso de la tripulación.
Wempty	Es el peso mínimo de operación para la aeronave vacía.
Wfuel	Es el peso de combustible para la ejecución de la misión.
WL	Es el peso estimado de aterrizaje.
Wo	Es el peso total de despegue.
Wpayload	Es el peso de la carga paga transportada por la aeronave.
W/P	Representa la carga de Potencia.
W/S	Representa la carga Alar.
$\bar{x}CG$	Posición del centro de gravedad.
Xw	Posición del borde de ataque del ala.
x/c	Posición del centro de presión en el perfil.

1. ABSTRACT

To conduct marine studies, Colombian institutions have very rustic equipment and tools, which do not allow the collection of data in a fast and reliable way. The objective of this study was to design a UAV-type aircraft model that operates in two fluids (water-air) to perform data recording tasks. This design details the type of profile to be used for this type of operations, in addition to performing its study using the Lifting Line method, it was also necessary to use profile analysis programs (XFLR5, XFOIL). Its structure, since it must support the middle transition and affect as little as possible to do this, it was also proposed to copy the shape and behavior of the bird Martin Pescador (Blue Ray) to enter the water, in addition to its beak, adopted the form with which the wings are attached to the body to suffer the impact With water. For the evaluation of this configuration model, software simulations were performed out where the impacts that this implies can be known. Continuing with the design, data of dimensions, performance and power required for its optimal operation are also determined, concluding that the simulated model predicts a good behavior with some recommendations for the continuation of future work as well as for its manufacture.

Key words: Marine studies, UAV design, Lifting Line Method, Martin Pescador, operation in two fluids, software simulations.

2. INTRODUCCIÓN

Los Vehículos Aéreos No Tripulados, también denominados UAV (Unmanned Air Vehicle), por sus siglas en inglés, han tenido un gran desarrollo científico y tecnológico en los últimos años. Son aeronaves que poseen características ideales para el reconocimiento en zonas de difícil acceso, cumpliendo misiones que con aeronaves tradicionales no podrían realizarse¹.

Tabla 1. Clasificación de UAVs.

CATEGORIA	acrónimo	Alcance (Km)	altitud de vuelo (m)	autonomia (horas)	carga maxima en despegue (kg)	tipo de aeronave
Micro	μ	<10	250	1	<5	H, A, otros
Mini	mini	<10	150 a 300	<2	<30	H, A, P, otros
Alcance cercano	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150	H, A, P, otros
Alcance corto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200	A, otros
Alcance medio	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250	A, otros
Autonomia media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250	A,H

Fuente: Bogotá. Colombia; 2016. Autores.

Basados en la tabla 1 es posible afirmar que mediante la clasificación de UAVs en lo importante que se han venido convirtiendo todo este tipo de modelos, aportando a la ciencia desde diferentes configuraciones y características como lo son el alcance y autonomía para un trecho de operación que de acuerdo a las necesidades establecidas para el tipo de aeronaves son estudiadas y verificadas mediante su modelamiento.

Según datos que son tenidos en cuenta para la clasificación de los UAVs, el diseño conceptual del UAV tiene como propósito hacer parte del equipo de investigación de INVEMAR donde se adelantan estudios sobre la superficie y dentro del agua de los ecosistemas marítimos, donde mediante buzos marinos se desarrollan las actividades que corresponden al desarrollo de los objetivos por INVEMAR.

Teniendo en cuenta y contribuyendo en los adelantos en la ciencia con el UAV este tipo de estudios es posible llevar a cabo sobre la superficie y dentro de ella rompiendo una etapa de transición frente a la diferencia del fluido agua-aire.

Las condiciones sujetas al diseño corresponden a variables a nivel medio del mar donde pueden versen afectadas con respecto a la altitud en un intervalo máximo de 3000 metros, el UAV con una envergadura de 1,58 metros podrá desplazarse mediante el fluido (agua) con una velocidad máxima de 25m/s, analizando mediante su recorrido los estudios naturales que por parte de INVEMAR sean encargados en la misión del UAV, en las diferentes fases de vuelo el modelamiento del prototipo es

¹ NOTH ANDRÉ, Walter Engel: Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. Zürich, 2008, 196 h, (Ingeniero en Microtécnica). Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse, facultad de ingeniería.

llevado a cabo hasta la fase 5 (ver grafica 9) donde ocurre la primer etapa de transición de fluidos (aire-agua).

Se pensaron aspectos importantes tenidos en cuenta en la conceptualización del documento presente los cuales contribuyen a la realización de los estudios un poco más económicos dentro y fuera del agua ya que implica los métodos desarrollados por INVEMAR actualmente están sujetos a la actividad humana por medio de los buzos. El presente proyecto, en sus demás fases de misión desarrolladas, no solo contribuye con la ciencia sino podrá hacer parte de un diseño el cual representaría conceptos aerodinámicos e hidrodinámicos muy profundos desde diferentes puntos de vista en el diseño.

Según lo planteado anteriormente, se pretende proyectar una aeronave no tripulada, únicamente enfocándose en los parámetros estudiados de diseño de aeronaves, teniendo presente un diseño preliminar que más se adecue a la misión a cumplir por la aeronave en las fases de misión

3. JUSFICACIÓN

En el ámbito aeronáutico, a diario, se busca nuevas formas de optimizar los métodos para aprovechar los recursos existentes, implementar, realizar performance en los sistemas y mecanismos con el propósito de obtener un producto más eficiente en la demanda del mercado y sus necesidades para simplificar los riesgos y exposiciones del factor humano en las diferentes actividades.

Una justa causa por la cual este tipo de proyectos pueden ser desarrollados es la opción desafiadora de operaciones de investigación que se han venido dando en el ámbito de vehículos no tripulados con el fin de atender las demandas que el campo de la ingeniería tiene desde el punto de vista investigativo, es decir, expandir estos recursos teóricos y prácticos en una serie de ideas que son relevantes para dar un aporte innovador a este tipo de tecnología que, ligada a la ingeniería, forman un desarrollo intelectual de propuestas altamente importantes, el esquema propuesto de desarrollo en este proyecto será capaz de desarrollar e identificar preliminarmente ideas que son formalizadas con bases de datos que se justifican y sustentan en este trabajo.

Para formalizar una medida de calidad y cumplir con lo establecido en el contenido teórico se requieren conocimientos para comenzar a desarrollar las variables propuestas y llegar a soluciones que construyan el óptimo desenvolvimiento de la propuesta, para lo cual se debe obtener aportes específicos como: conocimientos académicos del área, personal que conozca del tema y artículos que son citados en el trabajo. Considerando todos estos aspectos el proyecto tiene como base la formulación y desarrollo de metodologías para un correcto diseño preliminar que se justifique desde un análisis teórico con resultados a futuro con los cuales se pretende avanzar preliminarmente en el desarrollo del tema.

En primera instancia, la idea del proyecto es señalar un punto en el desarrollo de actividades de investigación en áreas oceánica donde el monitoreo, censo, y recolección de datos se desarrolle de acuerdo a las propuestas por INVEMAR, y para lo cual principalmente el estudio del UAV hace parte del parámetro más importante para ofrecer en cuanto a la aerodinámica, tipo de perfil alar adecuado para la misión sobre el aire, tipo de fuselaje y un aspecto muy importante es el tipo de morro para el punto de transición aire-agua.

“se deben hacer una aproximación de materiales a utilizar para las alas, no sólo para la minimización de la masa estructural. Los materiales de selección para añadir flexibilidad a la estructura de ala también ofrecen muchas mejoras para los vehículos de número bajo de Reynolds, a partir de los aumentos aerodinámicos al permitir la adaptación tanto pasiva como activa de la morfología del ala”²

² R. Siddall and M. Kova, Launching the AquaMAV: Bioinspired design for aerial-aquatic robotic platforms, Inglaterra; 2011; pag 4.

El morro (superficie frontal del fuselaje) del UAV es preliminarmente diseñado a partir de características de aves rapaces sobre la superficie y dentro del agua desarrollando así un vuelo con las alas plegadas para la entrada en el agua, aves como el Martin pescador y Gannet, que han llevado de cierta manera a la ciencia a ubicarse en estudios aerodinámicos e hidrodinámicos para el comportamiento de los fluidos y del cuerpo sobre los fluidos.

Fueron necesarios escoger y estudiar 3 diferentes perfiles aerodinámicos para determinar la selección adecuada, que cumpliera con las mejores características para la misión hasta la fase 5 de la aeronave. El mejor perfil fue escogido en base al comportamiento de entrada en pérdida “Stall” y a la curva polar de arrastre. El perfil seleccionado fue el Eppler 212 caracterizado por ser un perfil de alta sustentación a bajos números de Reynolds.

4. OBJETIVOS

4.1. Objetivo general

Realizar el diseño conceptual con rasgos biométricos en un UAV híbrido que tenga la capacidad de operar en dos fluidos (aire-agua-aire).

4.2. Objetivos específicos

- Conceptualizar, detallar y sugerir la modelación de un nuevo vehículo híbrido (AQUAUAV) estableciendo los campos en que se puede desempeñar el modelo para determinar el material apropiado para su operación.
- Realizar cálculos y proponer un diseño conceptual, bajo normas internacionales de diseño, con estructura biométrica con la capacidad de realizar un cambio morfológico que soporte la transición de aire-agua.
- Determinar las ventajas del porque se puede implementar un vehículo híbrido no tripulado en las actividades y proyectos de investigaciones ITE tanto marinas como costeras, contribuyendo en la práctica de actividades de investigación aéreas y fluviales, dejando el modelo en una etapa mediante la cual se podría iniciar estudios de hidrodinámica para actividades propiamente fluviales.

5. MARCO DE REFERENCIA

5.1. Reseña histórica y evolución de vehículos no tripulados

5.1.1. UAV's.

El UAV es un invento que aparece en el siglo XIX. Aproximadamente en año 1863, en la ciudad de New York, aparece un hombre llamado Charles Perley, que invento un bombardero no tripulado, el cual consistía de un globo caliente que transportaba bombas y funcionaba con un temporizador. El cálculo para que este soltara la cesta con bombas dependía se tenía en cuenta la velocidad del viento y la distancia. Fue un dispositivo muy impreciso ya que la velocidad del aire varía mucho.

Los UAV's se empezaron a implementar en la guerra luego de que en 1883, un soldado estadounidense viera en los periódicos fotos tomadas por un Británico llamado Douglas Archibald tomara fotos aéreas por una cometa que este hombre había creado. Aparece como las primeras fotos de vigilancia aérea las cuales les serviría a las tropas en la guerra de Hispanoamérica para conocer la posición y estado del adversario.

El primer vuelo que se consiguió hacer estable, recto y nivelado, fue en 1917 por parte de Peter Cooper que uso un dispositivo giróscopo que ayudaba a estabilizar la aeronave de forma automática.

De aquí para adelante se viene desarrollando ya que se había notado que era una excelente herramienta de combate como es en el caso de la Queen Bee, que se utilizaba como objetivo para entrenamiento de la artillería del reino unido en 1935, Este modelo podía volar a una altura de 17000pies a una velocidad de 100mph por una distancia máxima de 300 millas.

Para la segunda guerra mundial, la Alemania nazi también se encargó de desarrollar UAV's, para usarla contra objetivos no militares enemigos. Fieseler Flugzeuhau, fue conocido por fabricar el Vergeltungswiffe - 1, y que con ayuda de una rampa conseguía volar a 470 mph, con la capacidad de llevar una bomba de 2000 lb contra civiles británicos en 1940.

Estados Unidos para contrarrestar estos ataques, decidió crear sus propios UAV's y destruir los lugares de lanzamiento del V-1. Convirtiendo los PB4Y-1 Libertadores y los B-17 para que pudieran cargar 2500 Lb de explosivos. Convirtiéndolos en PB4Y-1 y BQ-7 respectivamente. Además de usar el BQ-7 para acabar con los centros de despegue de los UAV's alemanes, también se usó como vigilancia secreta en la guerra contra Vietnam, y para hacer sobrevuelos en zonas donde hacían pruebas con bombas atómicas para conocer el índice de radioactividad.

De aquí se empezaron a usar para labores de reconocimiento y vigilancia, para lo cual los diseñaban de tal manera que pudieran realizar sobre vuelo a gran altura y con una pintura antirradar para que el enemigo no se diera cuenta de que estaban siendo vigilados. Es el caso del D-21, fabricado por la Lockheed, que pese a su velocidad de vuelo y a la tecnología implementada era invisible para los radares. A la guerra armamentista se sumó Israel, que desarrolló un UAV con un motor a pistón y estructura hecha en fibra de vidrio, lo cual lo hacía aún más invisible ante los radares de lo que habían hecho los estadounidenses.

Para 1996 Israel desarrolla el Firebird 2001 que permite ser controlado de una manera remota y a diferencia del anterior este contaba con tecnología GPS para conocer la información geográfica, además de que contaba con una cámara infrarroja. Estados Unidos continúa con seguir implementando más dispositivos a sus UAV's, empezando por colocarles celdas solares a sus prototipos para que sean más autónomos y siendo utilizados para conocer condiciones atmosféricas y para fotografía, hasta haciéndolos alcanzar alturas de 96863 pies. Fue hasta que Helios, un aeromodelo que cumplía con las últimas características, se rompió y cayó al mar un día de junio del 2003.

“En el año fiscal 2004, la Oficina de Aduanas y Protección Fronteriza (CBP) comenzó a realizar misiones de vigilancia de la frontera sin tripulación, y en el año fiscal 2005, el CBP comenzó el uso operacional de la UAS a lo largo de la frontera sur. Tales usos están permitidos bajo los certificados de autorización (COAs) emitidos por la FAA caso por caso.

La Oficina Federal de Investigaciones (FBI) ha desplegado pequeñas aeronaves no tripuladas de manera limitada para proporcionar vigilancia aérea específica para operaciones de búsqueda y rescate, investigaciones de secuestros, cazas de personas fugitivas, interdicciones de tráfico de drogas y misiones de seguridad nacional.³ Hasta ahora desempeñado un papel limitado en la aplicación de la ley. Aunque hay cerca de 18.000 agencias policiales en los Estados Unidos, menos de 50 han obtenido autorización de la FAA para operaciones de vuelo no tripuladas.⁴ Muchas agencias federales, estatales y locales involucradas en el cumplimiento de la ley y la seguridad nacional parecen estar esperando una orientación más específica de la FAA. El funcionamiento rutinario de aeronaves no tripuladas de uso público. Las cuestiones jurídicas relacionadas con los intereses de privacidad de las personas protegidas en virtud de la Cuarta Enmienda también han frenado la

³ Office of the Inspector General, U.S. Department of Justice, Audit of the Department of Justice's Use and Support of Unmanned Aircraft Systems, Audit Division 15-11, March 2015, <https://oig.justice.gov/reports/2015/a1511.pdf>.

⁴ CRS analysis of FAA Certificate of Authorization issuances for public UAS operations (see http://www.faa.gov/uas/public_operations/foia_responses/ for publicly released data).

adopción de aviones no tripulados para las operaciones de vigilancia interna y de seguridad nacional⁵.

El uso de SAU por los departamentos de bomberos ha sido aún más limitado, a pesar de que hay cerca de 30.000 departamentos de bomberos en los Estados Unidos.⁶ Hasta la fecha, los servicios de bomberos han utilizado principalmente la SAU para operaciones de búsqueda y salvamento en áreas remotas. Las aplicaciones en entornos urbanos y suburbanos están siendo evaluadas por varios departamentos de bomberos. El Departamento de Bomberos de la ciudad de Nueva York prevé que un UAS atado que está actualmente probando se desplegaría en la segunda alarma y mayores incendios y otros incidentes de emergencia para proporcionar vigilancia aérea para evaluar los peligros para los bomberos y otros respondedores.⁷

La Sección 334 del FMRA dirigió la FAA para abordar el acceso rutinario al espacio aéreo nacional por parte de las agencias de seguridad pública y desarrollar estándares para el funcionamiento y la certificación por estos organismos para finales de 2015. Sin embargo, este plazo ha pasado y aún no está claro qué acciones FAA Puede tomar para cumplir con este mandato.

El uso de UAS por el gobierno federal incluye otras aplicaciones tales como manejo de tierras, monitoreo de incendios forestales, monitoreo de imágenes y monitoreo de la tierra y la investigación científica. Entre las agencias federales, el uso de la investigación por la Administración Nacional de Aeronáutica y Espacio (NASA) representa actualmente casi la mitad de las autorizaciones activas de la UAS. Las actividades del Departamento de Seguridad Nacional, principalmente las misiones de vigilancia de la CBP a lo largo de las fronteras de los Estados Unidos y las aguas territoriales, comprendían aproximadamente el 16% de las autorizaciones UAS activas a partir de enero de 2015. Otras agencias que utilizan UAS incluyen la Administración Nacional Oceánica y Atmosférica (NOAA)⁸ Un pequeño número de agencias estatales han obtenido aprobaciones para operar UAS para el levantamiento aéreo y para monitorear el medio ambiente, carreteras y otras infraestructuras.

Los programas de investigación de las universidades estatales son actualmente el mayor uso no gubernamental de UAS por parte del gobierno. Muchas de las

⁵ See CRS Report R42701, Drones in Domestic Surveillance Operations: Fourth Amendment Implications and Legislative Responses, by Richard M. Thompson II.

⁶ Hylton J.G. Haynes and Gary P. Stein, "U.S. Fire Department Profile 2013," National Fire Protection Association, Quincy, MA: November 2014, <http://www.nfpa.org/research/reports-and-statistics/the-fire-service/administration/usfire-department-profile>.

⁷ Erin Durkin, "NYC Explores Drone Use for Everything from Disaster Response to Traffic Surveillance," New York Daily News, November 23, 2015, <http://www.nydailynews.com/new-york/nyc-explores-drone-disaster-response-trafficjams-article-1.2444023>.

⁸ CRS analysis based on Certificate of Authorization (COA) data provided by FAA.

aplicaciones a corto plazo de aviones no tripulados tanto para el gobierno como para las empresas implican la recolección de datos utilizando una amplia gama de dispositivos. Las cámaras digitales son los sensores más comunes de recolección de datos a bordo de UAS. Además, las UAS pueden estar equipadas con sensores infrarrojos que proporcionan capacidad de visión nocturna, sensores de imagen más especializados como radar de apertura sintética, detección de luz y sistemas de alcance (LIDAR) que utilizan exploraciones láser para capturar mapas e imágenes de contornos de alta resolución o imágenes multiespectrales. Sistemas que capturan una gama espectral amplia dentro y más allá de los límites de la visión humana.”(Elias, 2016) visto el 4 noviembre

En la figura 1 se puede observar la proyección realizada por la FAA sobre el desarrollo y uso de los UAS tanto en los sectores públicos como civiles entre 2015-2035.

Figura 1. Proyección de la adopción tecnológica de UAV”S por los sectores público y comercial



Fuente: Bart, Elías. Proyección de UAS entre los años 2015 al 2035. 2016, p 7

5.1.2. AUV's.

Se puede comprender que al paso del tiempo se han dado grandes saltos tecnológicos en los que los vehículos submarinos autónomos (AUV's) han entrado

a este grupo desde el siglo XIX donde empieza una carrera de investigación, desarrollo e innovación sobre. Los primeros indicios de los AUV's datan en 1960s donde estos vehículos eran utilizados en fines específicos como la recolección de datos.

Entre 1970 a 1980 se realizó una exploración del desarrollo tecnológico y potencial de los AUV's donde un número de bancos de pruebas fueron desarrollados y construidos. Durante los años 1970, La Universidad de Washington APL desarrolló el UARS y vehículos SPURV para juntar datos de las regiones árticas. En el Laboratorio de Ingeniería de sistemas Marítimos de la Universidad de New Hampshire (ahora el Instituto de Sistemas Autónomo Submarino) desarrolló el vehículo EAVE (an open space-frame AUV) comprometidos junto con la Marina de los US complementan esfuerzos en las instalaciones de San Diego. También en este tiempo el Instituto de Problemas de Tecnología Marítimos, la Academia rusa de Ciencias (IMTP, RAS) comenzó su programa AUV con el desarrollo de los vehículos SKAT, así como, la primera inmersión profunda de AUVs L1 y L2. Otros bancos de pruebas para AUV también fueron fabricados. Este tiempo de experimentación con la tecnología con la esperanza de definir el potencial de estos sistemas autónomos. Había algunos éxitos y muchos fracasos. La visión compartida por la comunidad de desarrollo lejos excedió la tecnología disponible para poner en práctica aquella visión. Sin embargo, había avance significativo en el desarrollo AUV.

Los avances en tecnología reforzaron los prototipos experimentales que se desarrollaron, probaron y usaron. En los años de 1980 había un número de avances tecnológicos fuera de la comunidad AUV que afectó el desarrollo enormemente de este. Pequeños ordenadores de bajo potencia y con memoria ofreció el potencial de poner en práctica la dirección compleja de algoritmos de control sobre plataformas autónomas. Avances en sistemas de software e ingeniería hicieron posible el desarrollar sistemas de software complejos capaces de poner en práctica la visión de los reveladores de sistema. Incluso con estos avances tecnológicos, se hizo bastante claro que un número de problemas de desarrollo de tecnología tuvieron que ser solucionados al realizar sistemas operacionales de los AUV's.

Para 1980, se sostuvo en New Hampshire Durham, EE.UU la primer reunión " el Simposio Internacional a la Tecnología No tripulada Inatada Sumergible " (UUST), asistieron a esta reunión veinticuatro tecnólogos. Hacia 1987, la asistencia había crecido a más de 320 personas que representan más de 100 empresas, 20 Universidades y 20 agencias federales. Nueve países fueron representados en la reunión.

Dándose importancia en los EE.UU., se comenzó programas de investigación que proporciona una significativa financiación para desarrollar prototipos conceptuales de prueba. El programa más publicado se realizó con el esfuerzo de los Laboratorios Draper que condujeron al desarrollo de dos grandes AUV's los cuales fueron usados

como bancos de pruebas para un número de aplicaciones navales. Esta década era de verdad el punto decisivo para la tecnología AUV. Era claro que la tecnología se desarrollaría en sistemas operacionales, pero no tan claro en cuanto a las tareas que aquellos sistemas desempeñarían.

Durante los años 1990 a 2000, aumenta el impulso tecnológico basado en la financiación tecnología para el desarrollo de numerosos AUV's, la mayoría desarrollados internacionalmente. Durante esta década crecieron las demostraciones funcionales de los AUVs que eran conceptos de pruebas comenzando así la primera generación de sistemas operacionales capaces de lograr una tarea como objetivos definidos. Un número de organizaciones en el mundo entero emprendieron con esfuerzos el desarrollo enfocándose en varias tareas operacionales. Emergen usuarios potenciales y ayudaron a definir sistemas de misión necesarios de lograr los objetivos de sus programas como la recolección de datos. Esta década también identificaba nuevos paradigmas para la utilización de AUV's como Sistema de Muestreo Autónomo Oceanográfico (AOSN) (Curtin, Bellingham, Catipovic, & Webb, 1993) y proporcionado los recursos necesarios de acercar la tecnología a comercialización.

El aumento de productos disponibles en el mercado comercial se hace disponibles entre el 2000 y el 2010, esta década comienza la utilización de tecnología AUV para un número de tareas obvias en el comercio. Los programas deben poner en marcha la construcción, operación y ganancia de dinero usando AUVs. Los mercados han sido definidos y están siendo evaluados en cuanto a la viabilidad. Esta década fue donde se evidencio el movimiento de tecnología AUV en el entorno académico e investigativo como corriente principal en la industria comercial como el océano. Hay problemas todavía tecnológicos para ser solucionados. La viabilidad económica de la tecnología todavía tiene que ser probada. El AUV debe ser probado en un régimen operacional para la tecnología para seguir su avance y para la industria para abrazar su potencial. (Blidberg, 2010)

Para el 21 de marzo del 2016 en el Oceanology International 2016 la mayor feria oceanográfica realizada en Excel Londres donde una de las temáticas principales fue la muestra en los avances de evidencia un gran aumento y demanda por la exploración submarina en la temática de cartografía, rastreo, mapeo, estudios, exploración, arqueología, ciencia entre otras ramas donde son protagonistas empresas, universidades e instituciones de investigación y tecnología. Entre las novedades más destacadas se encuentra el MUNIN un vehículo que llega a 1500 metros y dotado de sonda multihaz, sonar de barrido lateral, cámara digital submarina. Otra línea que se presento fue de REMUS 100 con unas mejoras que aumentan su rendimiento con una mayor autonomía y unas capacidades operativas avanzadas. (Noriega, 2016)

5.2. Aplicación UAV's sumergibles y su desarrollo

Los vehículos no tripulados han realizado grandes saltos en sus avances como los UAV híbrido los cuales son el resultado de la combinación de dos o más parámetros conceptuales a la hora de realizar su diseño con el objetivo de desempeñar una operación o performance en su funcionamiento para mejorar un déficit en la capacidad de su uso en alguna aplicación o misión. (Erbil et al., 2009) El vehículo no tripulado aéreo-acuático (AquaUAV), es un vehículo diseñado con el propósito de conducir la investigación en mejoras atractivas de versatilidad para realizar una nueva ruptura de paradigmas en el campo aéreo sobre el funcionamiento en las aplicaciones de UAV's que tengan la factibilidad de operar bajo el agua. Estos vehículos son capaces de reducir su área de contacto para reducir el Drag y la fuerza en el impacto que se genera en el momento de realizar la transición al agua. Las características de cambiar su forma se realiza antes de entrar en contacto con el agua para optimizar y reducir la resistencia estructural, vida del equipo a bordo y demás componentes. Por lo tanto, hay que tener presente los argumentos de las diferencias drásticas en las propiedades físicas entre los fluidos que para este estudio son (aire y agua); ya que es complejo diseñar un vehículo AquaUAV, por lo cual se hace una breve reseña de estudios anteriores referente a estos vehículos y las perspectivas que se tiene frente a esta aplicación están enfocadas al desarrollo del campo militar y civil de tal vehículo.(Yang et al., 2015). A continuación se nombraran algunos prototipos desarrollados con sus características desde el año 2009 hasta el 2015.

5.2.1. Flying fish prototype.

Fue desarrollado en China el año 2009 en la universidad de Beihang con un comportamiento de hidroavión el cual con un sistema de bomba puede llenar recamaras con agua para sumergirse con el método de las boyas, y para reducir el drag sumergido sus alas se pueden deflechar 90° hacia atrás. (Franklin, 2010).

Figura 2. Flying fish. a) Sumergida una parte del fuselaje y sus alas, b) Estable como un hidroavión, c) En vuelo.



Fuente: Disponible en

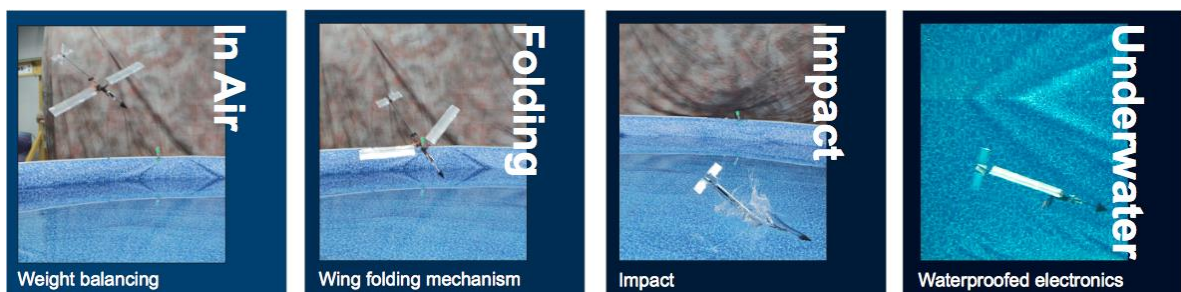
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042114001122> imagen 16 de agosto 2016

5.2.2. Hybrid aerial underwater vehicle

Para el año 2012 se desarrolla en los laboratorios MIT Lincoln, este UAV tiene la capacidad de recoger sus alas hacia el fuselaje en 0,25s y su peso es aproximadamente igual a la densidad del agua permitiéndole estabilizarse rápidamente ya dentro de ella.

Entre las sugerencias que realizan para seguir esta investigación a futuro nombran que se debe rediseñar el mecanismo para después de que se despliegue las alas y la segunda sugerencia es la de adicional un sistema para la propulsión significativa entre esta brecha.

Figura 3. Hybrid aerial underwater vehicle (MIT Lincoln Lab). Se puede observar la transición que realiza del aire al agua con las características de plegar sus alas con el fin de reducir el drag en el impacto y dentro del agua.



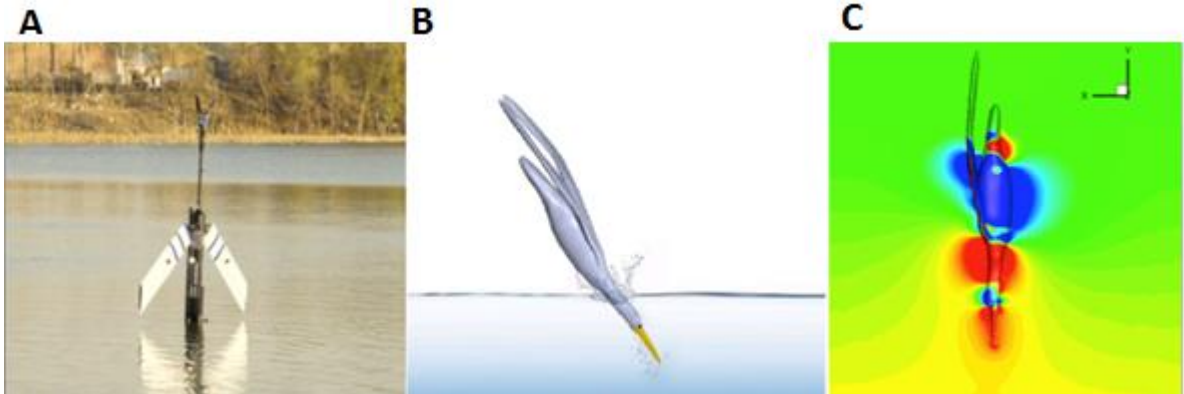
Fuente: Disponible en

http://digitalcommons.olin.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1007&context=scope_20 12 imagen 16 de agosto 2016

5.2.3. CFD based investigation on the impact acceleration when a gannet impacts with water during plunge diving

El hybrid aerial underwater vehicle desarrollado por (MIT Lincoln Lab) fue la inspiración para seguir realizando investigación en este tipo de UAV`s híbridos, en el año 2013 se realiza un análisis en CFD del impacto en la transición de fluidos para The Bionic Gannet II desarrollado por el laboratorio ITR en la universidad de Beihang en el cual desarrollan un prototipo biométrico basado en la ave Gannet, para este estudio tuvieron en cuenta el ángulo cuando realiza la transición como se denota en la figura 4 (B). Entre las simulaciones realizadas se observó que los puntos críticos para esta ave son el pico y el cuello como se muestra en la figura 4 (c) los cuales soportan la mayor presión producida a la hora de realizar un cambio de fluido por las propiedades que presentan cada uno de estos.

Figura 4. Desarrollo y simulación para el estudio en el comportamiento del ave Gannet, punto de transición aire-agua.



Fuente: Disponible en
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042114001122> imagen 17 de agosto 2016

6. MARCO CONCEPTUAL

6.1. GENERALIDADES DE UN VEHÍCULO NO TRIPULADO.

6.1.1. UAV

Los componentes básicos pasan por un cuerpo o fuselaje con una estructura aerodinámica que le permita sustentarse en el aire gracias a los fenómenos físicos que se explican en principios básicos del vuelo, un motor que consiga propulsar el vehículo, una controladora de vuelo y un equipo de radiocontrol.

Actualmente existen multitud de plataformas comerciales UAV por todo el mundo, las principales características para elegir un UAV son: la autonomía, la carga útil que pueden transportar, sus dimensiones y su capacidad de despliegue. En base a esto se podrían clasificar los UAV como de corto, mediano y largo alcance.

Largo alcance.

Considerando la demanda que este gremio ofrece al medio se puede analizar aspectos de diversas magnitudes con el fin de establecer con la demanda un producto capaz de establecer recursos necesarios, como por ejemplo se comprende un UAV de largo alcance (LRS) los cuales en sus características pueden emitir ondas muy lejos hasta con una distancia de 100km también hay distintas bandas de emisión 869mhz, 444mhz, 2,4Ghz.

Corto alcance.

En cuanto a este tipo de dron existes características que lo identifican como aeromodelo ya que solo parte con un levantamiento de hasta 50 hectáreas por vuelo, distancia máxima de 1,5km con una velocidad crucero de 36km/h y altitud de vuelo de 300mts.

Mediano alcance.

La capacidad de este tipo de UAV,s puede ser constituida por un levantamiento de 300 hectáreas por vuelo, autonomía de 100 minutos si el motor es eléctrico, distancia de vuelo de 30km velocidad crucero de 40km/h y una altitud de vuelo de hasta 3600mts.

6.1.1.1. Aplicaciones UAVs

En el libro ***Unmanned aircraft system UAVS design, development and deployment*** (2010) nombran algunas de las aplicaciones más utilizadas para las roles civiles como militares las cuales son:

Aplicaciones civiles

Fotografía aérea	Películas, video, still, etc.
Agricultura	Monitoreo de cosechas y rociamiento; monitoreo y manejo de manadas
Guardacostas	Búsqueda y rescate, monitoreo de la línea costera y marítima
Conservación	Polución y monitoreo de tierra
Aduanas	Vigilancia de importaciones ilegales
Compañías eléctricas	Inspección de líneas eléctricas
Servicio de bomberos y forestal	Detección de fuego, control de incidentes
Industria pesquera	Protección de la pesca
Empresas de suministros de gas y petróleo	Estudio de suelos y seguridad de tuberías
Servicios de información	Nueva información y fotografías, fotografías de superficies ejemplo fauna
Lifeboat institucionales	Investigación, dirección y control de accidentes
Autoridades locales	Estudio y control de desastres
Servicios meteorológicos	Muestreo y análisis del pronóstico atmosférico; etc.
Agencia de trafico	Monitoreo y control de malla vial
Compañías de Petróleo	Seguridad de tuberías
Servicio nacional de cartografía	Fotografía aérea para mapeo
Autoridades policiales	Misiones de búsqueda, seguridad y vigilancia de accidentes con personas
Autoridades Fluviales	Curso de agua y monitoreo de nivel, control de suelos y polución
Organizaciones de estudio	Estudio geográfico, geológico y arquitectónico.
Water boards	Estudio de depósitos y tuberías

Aplicaciones militares

Marina

Perseguir flota enemiga
Señuelo de misiles por la emisión de escaneos artificiales
Inteligencia electrónica
Retransmisión de señales de radio
Protección de ataques en los puertos de altamar
Ubicación y monitoreo de boyas sonares y otras posiblemente formas de guerra antisubmarino.

Ejercito

Reconocimiento

Vigilancia de actividad enemiga

Monitoreo de contaminación nuclear, biológica o química (NBC)

Fuerza aérea

Vigilancia de largo alcance, a gran altitud

Sistema de bloqueo de radares y destrucción

Inteligencia electrónica

Seguridad de base aérea

Evaluación aérea de daños

Eliminación de las bombas sin explotar(Hobbs, 2010)

6.1.2. AUVs

Vehículos submarinos autónomos (AUV), también conocidos como vehículos submarinos no tripulados, se puede utilizar para llevar a cabo misiones de reconocimiento bajo el agua, tales como la detección y mapeo de naufragios sumergidos, rocas y obstáculos que suponen un peligro para la navegación de los buques comerciales y recreativas. El AUV lleva a cabo su misión de estudio sin intervención del operador. Cuando una misión se ha completado, la AUV volverá a una ubicación pre-programados y los datos recogidos se pueden descargar y procesar en la misma forma que los datos recogidos por los sistemas de a bordo.

Los AUV's pueden estar equipados con una amplia variedad de sensores oceanográficos o sistemas de sonar. Los valores unitarios medios de levantamiento hidrográfico de la NOAA están normalmente equipados con sonar de barrido lateral con sensores como, la conductividad, temperatura y profundidad (CTD), sistemas de navegación inercial con GPS asistido (INS), y un perfilador acústico Doppler actual (ADCP).

6.1.3.1. 4.1.2.1. Tipo y aplicaciones de AUV's

ROV (Remote Operated Vehicle).

Vehículo operado remotamente, es un robot submarino no tripulado y conectado a una unidad de control en la superficie por medio de un cable umbilical. La energía y los órdenes se envían mediante un mando de control a través del cable al ROV.

A través del cable umbilical se transmiten también los datos de las cámaras de video del ROV, los datos de los sensores y de los sonares a la unidad de control en la superficie.

Los ROV,s pueden llevar una gran variedad de brazos manipuladores, herramientas y sensores para realizar trabajos en las profundidades, o simplemente una cámara de video con el fin de captar las imágenes del fondo del mar.

DSV (Deep – submergence – Vehicle).

Con el objetivo de todo tipo de estudio fluvial son equipos tripulados los cuales trazan una alta calidad de estudios y sondeos marítimos, son vehículos autónomos capaces de sumergirse hasta 6500mts.

Aplicaciones Industriales.

- Supervisión de tuberías.
- Mantenimiento de plataformas petrolíferas.
- Inmersión en aguas poco profundas.
- Comunicaciones submarinas, instalación e inspección de cables.

Aplicaciones científicas.

- Monitoreo de volcanes marinos.
- Seguimiento de peces y de grandes mamíferos.
- Recolección de datos sobre corrientes oceánicas.

Aplicaciones militares.

- Exploración.
- Detección y mapeo de campos minados.” (Hector & Alvarez, 2016)

7. MARCO LEGAL

7.1. Regulación de aeronaves no tripuladas en latino américa.

Estos reglamentos son condiciones transitorias que fueron el preámbulo para que países como Brasil, Argentina Chile y México realizaran sus propias normativas para el uso de los UAV's, que son emitidas por sus respectivas autoridades aeronáuticas. Las cuales contemplan el admiten que aeronaves no tripuladas sobrevuelen espacios definidos en estas normativas.

En los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia – RAC, no existe ninguna prohibición o impedimento para la realización de labores de fotografía aérea con vehículos aéreos no tripulados, (UAV) siempre y cuando se respeten las limitaciones allí contenidas. En efecto, el numeral 4.258.2 en el numeral 4.25.8. Que le precede, el cual dispone:

4.25.8. AEROMODELISMO Los aeromodelos, no son considerados aeronaves, y en consecuencia no están, de manera general, sometidos a las disposiciones aeronáuticas; no obstante, para la ocupación del espacio aéreo por parte de tales artefactos, sus operadores deberán tomar en cuenta las siguientes limitaciones:

- a) No se podrá volar aeromodelos sobre áreas ni edificaciones o directamente sobre público o aglomeraciones de personas.
- b) No podrán volarse aeromodelos, de ningún otro modo que se pueda crear un riesgo para las personas o propiedades en la superficie; particularmente cuando el viento fuerte o cualquier otro factor meteorológico, así como desperfectos mecánicos del aparato o del equipo de control, o falta de pericia del operador puedan ocasionar que se pierda el control total sobre el mismo.
- c) El peso máximo permitido para cualquier aeromodelo será de 25 Kg. No deberán volarse en el espacio aéreo colombiano aparatos con peso superior, a menos que se informe sobre su existencia y propietario a la Dirección de Operaciones Aéreas y este cuente con un seguro de responsabilidad por eventuales daños a terceros.
- d) No podrán utilizarse hélices metálicas de ningún tipo.
- e) Ningún aeromodelo podrá portar pesos útiles, diferentes a los elementos habitualmente requeridos para la práctica de ese deporte.
- f) Ningún Aeromodelo será volado desde un aeropuerto real o en sus proximidades dentro de un radio de 5 Km. a la redonda, a menos que exista un permiso especial de la Dirección de Operaciones Aéreas de la UAEAC.
- g) Ningún aeromodelo será volado a una altura superior a 500 pies sobre el terreno.
- h) No deberá volarse ningún aeromodelo de modo que se aleje más de 750 metros de distancia del aeromodelista que lo opera ni del lugar de su lanzamiento o despegue.

- i) Ningún aeromodelo será volado de modo que no exista o se pierda el contacto visual con quién lo opera. No deberán efectuarse tales operaciones cuando la visibilidad o las condiciones de luz solar se reduzcan de modo tal que se impida dicho contacto visual.

Como puede apreciarse, las normas en cuestión luego de considerar que los aeromodelos empleados con fines deportivos o recreativos no son aeronaves, les señalan una serie de limitaciones para permitirles utilizar el espacio aéreo y luego se extienden a cualquier otro aparato radio-controlado no tripulado que también ocupe el espacio aéreo con otros fines no deportivos como le es la fotografía aérea con UAV,s admitiendo sus operaciones siempre que se sometan a esas mismas limitaciones. Conforme a lo anterior, las labores de fotografía aérea con aparatos no tripulados, están permitidas sin necesidad de autorización especial siempre y cuando se respeten las limitaciones dadas; de tal suerte que si la operación propuesta por esa empresa se ajustan a ellas, pueden ser desarrolladas sin ningún impedimento y sin necesidad de requerir una autorización especial por parte la autoridad aeronáutica. (Rivera, 2016)

7.2. Reglamentación de transporte hídrico de Colombia

La Dirección General Marítima (DIMAR), es creada para dirigir, controlar y promover el desarrollo de la Marina mercante, la investigación científica marina y el aprovechamiento de los recursos del mar. Se rige bajo el Artículo 5 – decreto 2324 de 1984⁹. Otra de las funciones específicas para la cual esta fue creada es de regular, autorizar y controlar la adquisición, construcción, reparación, mantenimiento y utilización y venta de naves y artefactos navales. Estos aparatos deben cumplir con unas características que la Armada Nacional de Colombia recomienda por razones de mantener la seguridad.

Lo que la Armada nacional exige es que la nave no sea para el transporte de artefactos bélicos o de sustancias ilícitas, además de que no genere alto impacto ambiental ya que la reglamentación colombiana así lo estipula.

En el congreso fue realizado un proyecto de ley para la sanción a las personas que financien, construyan y en general, utilicen naves que no cuenten con la aprobación de la autoridad Marítima anteriormente mencionada. Este es la Ley 1311 de 2009¹⁰, donde se menciona que en el caso del uso de la nave para prácticas ilícitas anteriormente indicadas, incurrirá a una condena en prisión y el pago de una multa, que lo determina un juez de la república.

⁹ <https://www.dimar.mil.co/sites/default/files/attach/DECRETO%202324%20DE%201984.pdf>

¹⁰ <http://www.alcaldiabogota.gov.co/sisjur/normas/Norma1.jsp?i=36780> “Por medio en el cual se adicionan los Artículos 337A y 337B a la ley 559 de 2000(Código Penal), se crea el tipo penal de uso, construcción, comercialización y tenencia y transporte de semisumergible o sumergible”

En el decreto 1875 de 1979¹¹ se definen el concepto de contaminación marina y se dictan normas de protección, y se contempla que la Dirección General de Marina y Portuaria, podrá autorizar sin sobrepasar el límite de regeneración del medio particular donde se realice la actividad humana, con una previa solicitud. En él también se aclara que las naves no pueden derramar ciertos materiales y residuos al agua. Para hacer mejor la tarea de control de contaminación en aguas colombianas, la autoridad solicita a juicio, según el caso, concepto al Instituto Nacional de Recursos Naturales y del Ambiente (INDERENA), al ministerio de salud y al instituto de Asuntos Nucleares.

7.3. Reglamentos federales de adquisición (FAR 23)

Para la fabricación de una aeronave se rige bajo el reglamento de Estados Unidos FAR 23, el cual da ciertos parámetros de diseño de una aeronave para su posterior operación. Continuación se presentan los requisitos que esta expide.

7.3.1. General

Sub-parte D. Diseño y Construcción

23.601 Lo idóneo es que se construya un prototipo teniendo en cuenta la seguridad en las operaciones, debe establecerse mediante pruebas.

23.603 Materiales y mano de obra

Lo ideal sería que se utilizaran materiales duraderos ya que puede afectar la seguridad

Certificar que asegure que tenga la resistencia y otras propiedades asumidas en los datos de diseño y tener en cuenta las condiciones climáticas y ambientales a la que va a operar el prototipo

La mano de obra tiene que ser de alto nivel

23.605 Métodos de fabricación

Los métodos deben de ser tales que se garantice una estructura sólida, y si es necesario un control por la para conseguir este objetivo, se debe realizar el proceso bajo la especificación aprobada.

Cada programa nuevo de fabricación debe justificarse por medio de pruebas.

23.609 Protección de estructura

¹¹ http://www.minambiente.gov.co/images/normativa/app/decretos/25-dec_1875_1979.pdf "Por el cual se dictan normas sobre la prevención de la contaminación del medio marino y otras disposiciones."

El prototipo debe estar en capacidad de soportar el deterioro y la pérdida de fuerza por su operación, la resistencia a la intemperie, la corrosión y abrasión, es decir, debe tener un sistema adecuado de ventilación y drenaje.

23.613 Propiedades de resistencia del material y valores de diseño.

Deben realizarse suficientes pruebas del material para conocer las especificaciones para los valores de diseño estable y soportado por una base estadística.

Los valores de probabilidad de falla debido a la variabilidad del material deben de ser mínimos a excepción de las secciones que son las que se les realiza un ensayo de resistencia para el material usado y determinar si son iguales o mayores a los valores utilizados en el diseño.

Para la temperatura en un esfuerzo permitido usado para el diseño en un componente esencial debe ser considerado donde los efectos térmicos son significantes para una condición normal de operación.

23.619 Factores especiales.

El factor de seguridad utilizado debe ser multiplicado por los factores especiales más relevantes que se describirán a continuación para cada parte de la estructura los cuales son sometidos a deterioro en servicio antes de su reemplazo, y un factor para las incertidumbres debido a los procesos de fabricación o métodos.

23.621 Esfuerzos de rodamiento y superficies.

El factor de seguridad utilizado para este caso o debe exceder 1,25 con respecto a las tensiones de apoyo independiente de método de inspección utilizado. No es necesario usar el factor de cuenta de colado a una pieza cuyo factor de carga es mayor.

23.623 Factores de Rodamiento.

Cada pieza que tiene holgura, y que está sujeta a golpes o vibraciones, debe tener un factor de apoyo suficientemente que prevea

7.3.2. Alas

23.641 Prueba de Fuerza

Las alas deben ser sometidas a pruebas de carga o ser probadas por análisis estructural combinado.

Superficie de control

23.651 Prueba de fuerza.

Se deben realizar ensayos donde se ponga a prueba la resistencia de la superficie de control, esta debe contener el accesorio al cual va a estar unido el sistema de control.

23.655 Instalación

Las superficies movibles deben estar instaladas de tal manera que no interfieran con las otras superficies, su esfuerzo o estructura fija adyacente cuando la superficie se encuentra en la posición más alejada crítica.

23.657 Bisagras

Las bisagras a excepción de las bisagras de rodamientos y rodillos deben tener un factor de seguridad no inferior a 6,67 con respecto a la resistencia máxima del material más blando utilizado como cojinete, en el caso de las bisagras de rodamiento y rodillos no debe sobrepasar la clasificación aprobada para el cojinete.

23.659 Balance de masa

La estructura que soporta y mantiene fija el peso y balance usada en las superficies debe ser capaces de soportar 24 g normal al plano de las superficies de control, 12 g adelante y atrás, y paralelo a la línea de la bisagra.

8. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

8.1. Antecedentes

Durante el paso de los años se ha evidenciado en la aviación y marina se encuentran permanente mente en la búsqueda de mejorar y adaptar los vehículos autónomos para los diferentes campos y escenarios que enfrentan en las misiones las cuales cada vez son más exigentes.

Las industrias del sector aeronáutico procuran innovar y desarrollar a diario en los UAV que se utilizan en los campos militares y civiles, si bien se viene demostrando grandes ventajas frente a las plataformas tripuladas en algunas áreas de acción, como aquellas misiones donde es necesaria la permanencia en el aire por largos periodos de tiempo o la vida de los pilotos sufre riesgos con exposición a ambientes hostiles (por ejemplo NBQ, contaminación nuclear bacteriológica y o química), una aeronave no tripulada tiene beneficios significativos por el simple hecho de eliminar el factor humano. (Sánchez, Valenzuela, & Cadavid, 2013)

“Por otro lado la industria marítima gracias a los Vehículos Autónomos Subacuáticos (AUVs) expande sus capacidades y aplicaciones en geociencias marinas, por lo que cada vez son cada vez más utilizados en los sectores científico, militar, comercial y de políticas. Su versátil capacidad de operar de forma autónoma para la exploración de entornos extremos, desde las aberturas hidrotermales más profundas del mundo hasta debajo de las capas de hielo polar han hecho una revuelta en los resultados obtenidos con los datos recolectados entre los principales avances que han logrado se puede observar el volcanismo submarino, los estudios de ventilación hidrotérmica, monitoreo de características de escape de fluidos a baja temperatura, ecosistemas quimio sintéticos, la cartografía de hábitats bentónicos en ambientes de aguas profundas, imágenes acústicas multifrecuencia, recolección de foto mosaicos de fondo de alta resolución a profundidades abisales, mediciones de velocidad de flujos de densidad submarina activa. Los avances futuros en la tecnología AUV de relevancia potencial para la geociencia marina incluyen nuevos vehículos con una mayor estabilidad, larga duración, profundidad extrema, o capacidad de respuesta rápida.” (Wynn et al., 2014)

8.2. Descripción del problema

El desafío de integrar dos áreas que dependen de un fluido, y presentan un comportamiento físico parecido, pero a la hora de realizar un diseño se deben tener en cuenta las diferentes actitudes que se deben involucrar como lo son los materiales, actuaciones hidrodinámicas, aerodinámica, peso total, entre otras, es muy importante tener en cuenta los diseños desarrollados y las sugerencias que dieron para realizar un trabajo enfocado a satisfacer la necesidad buscada y

expuesta que se pretenden alcanzar en la realización de un diseño conceptual donde las empresas o entidades puedan ahorrar dinero, tiempo y recursos enviando un prototipo de estos a realizar la tarea de toma de datos en una área especificada sin tener que desplazar un grupo de personas calificadas para la realización de estas tareas sino que por medio de este diseño se incorporen los sensores necesarios donde los datos se manejen por el sistema fly-by-ware a una base en tierra.

9. ESTIMACIONES INICIALES EN EL PROCESO DE DISEÑO PARA UN AQUAUAV

FASES DE DISEÑO

El diseño está basado en tres etapas en las cuales son:

DISEÑO CONCEPTUAL

Para esta fase se debe definir nuevas ideas sobre que se desea hacer, el cómo, los requerimientos y especificaciones, elementos que este va a llevar entre otros, se propone satisfacer una necesidad que exista ya sea para un cliente en específico o para un mercado. En esta primera parte está ligada a responder y modificar las incógnitas como las configuraciones iniciales, peso, performance, tamaño de ala, motor a usar, entre otras las cuales pueden ser de avance si se tiene una referencia como base.

DISEÑO PRELIMINAR

Esta etapa se debe hacer un estudio más profundo al diseño propuesto donde se analizan las variables y componentes que lo van a componer al igual que el medio que lo rodea para para crear un data sheet de su comportamiento para rediseñar y configurar los componentes con la ayuda de software especializados para comprobar las actuaciones de este.

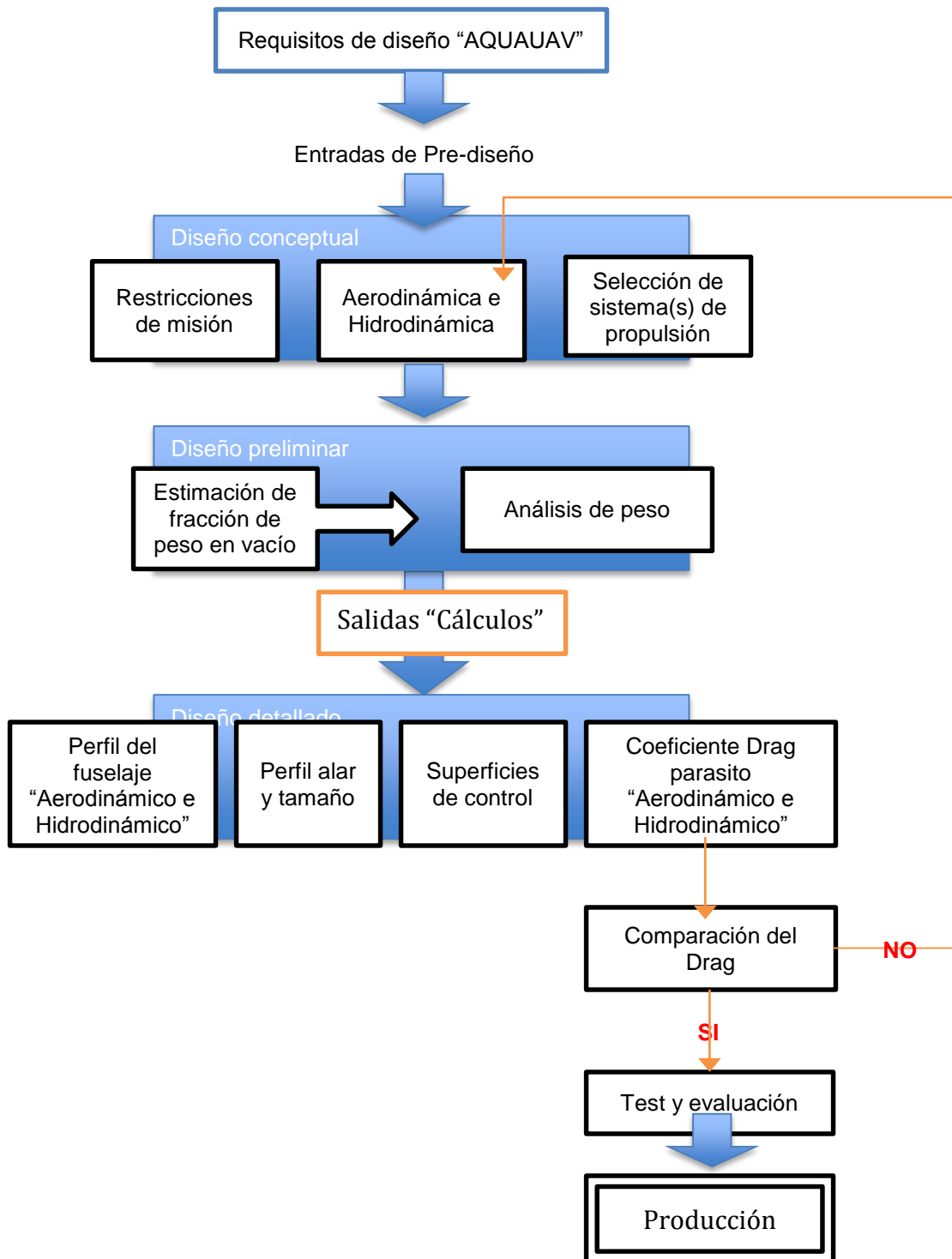
DISEÑO DETALLADO

Luego de haber realizado el estudio y modificaciones se procede a realizar los planos al detalle de cada componente acorde a las especificaciones y exigencias del prototipo.

Al terminar este proceso se pasa a la fase final donde se procede con la fabricación y desarrollo.

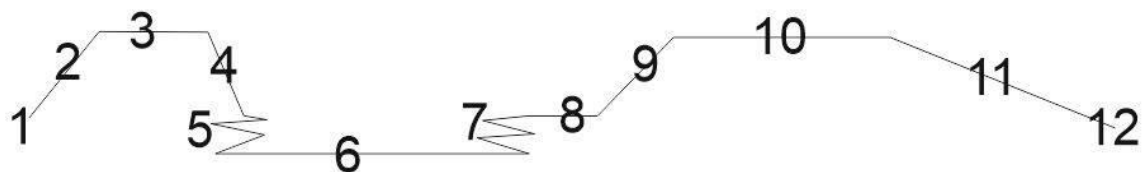
Para efectos de este documento solo se va a tener en cuenta hasta el diseño conceptual de un vehículo aéreo no tripulado híbrido AQUAUAV, por lo que se debe tener en cuenta requerimientos en las áreas a abarcar, para este fin se propone el diseño hasta la fase 5 (Grafica 1.) que es donde se realiza la transición de este vehículo con características generales en donde se dio cumplimiento a las etapas en el diseño en sus parámetros mínimos y máximos en cada etapa como se muestra en la figura 5.

Figura 5. Etapas de diseño



Fuente: Proceso de diseño.(Aksugur, Inalhan, & Beard, 2008; College, 2010)

Grafica 1. Fases de la misión para el AquaUAV.



Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Tabla 2. Descripción de las fases para el AquaUAV.

Fase	Descripción de fase
1	Despegue por medio de catapulta
2	Subida
3	Crucero 1
4	Descenso 1
5	Transición de fluidos aire-agua
6	Toma de datos
7	Transición de fluidos agua-aire
8	Carrera de despegue
9	Subida
10	Crucero 2
11	Descenso
12	Enganchada

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

La metodología para realizar este proyecto se compone de fases que van ligadas consecutivamente una de la otra fundamentándose en el objetivo general, las etapas pautadas para lograr esta investigación y evidenciar los resultados plasmados serán la satisfacción de la búsqueda exhaustiva y adecuada, los cuales son:

9.1. Investigación comparativa y descriptiva

Es de gran importancia para el proyecto de investigación tener pautas iniciales de tipos de vehículos autónomos desarrollados con desempeño en el aire, agua y híbridos AQUAUAV en donde se forjen bases para el desarrollo, por medio de tablas se plasman parámetros, datos técnicos y físicos, clasificación, ejemplos entre otros. Se debe tener en cuenta que no todos los ejemplos dados funcionan u operan en la misma ubicación geográfica.

Tabla 3. Guía de Clasificación UAS de NATO. Septiembre de 2009 JCGUAV reunión

Clase	Categoría	Uso normal	Altitud de operación normal	Radio normal de misión	Plataforma de ejemplo

Clase 1 (Menos que 150 kg)	Micro <2 kg	Táctica PI, sect, individual (operación simple)	Hasta 5K ft aGL	5 km (LOS)	Black Widow
	Mini 2-20kg	Táctica Sub-unit (Lanzamiento manual)	Hasta 3K ft aGL	25 km (LOS)	Scan Eagle, Skylark, Raven, DH3, Aladin, Strix
	Small>20 kg	Unidad táctica (Emplea sistemas de lanzamiento)	Hasta 200K ft aGL	50 km (LOS)	Luna, Hermes 90
Clase 2 (150 kg a 600 kg)	Táctica	Formación táctica	Hasta 10,000K ft aGL	200 km (LOS)	Sperwer, Iview 250, Hermes 450, Aerostar, Ranger
Clase 3 (Mas de 600 kg)	Ataque/combate	Estrategia nacional	Hasta 65,000K ft aGL	Ilimitado (BLOS)	
	HALE	Estrategia nacional	Hasta 65,000K ft aGL	Ilimitado (BLOS)	Global Hawk
	MALE	Escenario/Operación	Hasta 45,000K ft MSL	Ilimitado (BLOS)	Predator B, Predator A, Heron, Heron TP, Hermes 900

Fuente: PLOEGER, Friedrich. Strategic concept of employment for unmanned aircraft Systems In NATO, 2010. P 6; modificado por los autores

Tabla 4. Categorización de UAV desarrollados.

Categoría	Nombre	Fuente de energía	Propulsión bajo el agua/superficie	Propulsión aérea	Propulsión para transición agua-aire
UUV	Pathmaster	Batería	Hélice de diámetro pequeño	No aplica	Siempre en el agua
	Bluefin Robotics H-AUV	Energía que suministra un bote	Hélices de mediano diámetro	No aplica	Siempre en el agua
	Bluefin Robotics-built MACRURA	Conectado a un bote	Fan + hélices	No aplica	Siempre en el agua
	Crawler-ROV	Batería	Hélices	No aplica	Uso siempre en agua
	Echo Voyager	Baterías	Hélice de gran diámetro.	No aplica	Siempre en el agua
AUV	Fathom Announces	Batería+energizado de un bote	Hélice de diámetro pequeño	No aplica	Opera solo en agua
	A27 and A18-T	Conectado a un bote	Hélices	No aplica	Opera solo en agua

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Tabla 5. Categorización de AquaUAV desarrollados

Categoría	Nombre	Fuente de energía	Planta generadora de energía	Propulsión bajo el agua/superficie	Propulsión aérea	Propulsión para transición agua-aire
Hidroavión UAV	ACAT (NASA)	Combustible metanol	Motor de avión 4 tiempos	Hélice de diámetro pequeño	Hélice de diámetro pequeño	Aceleración de una hélice que produce empuje
	RQ-15 (DRS)	AV gas	Motor a pistón 2 tiempos	Hélice	Hélice	Lanzado por neumática de longitud cero
	King Fisher II (Vought)	Combustible de aviación	Motor turbo fan PW525B	Empuje de jet	Empuje de jet	Aceleración por empuje de jet

	Sea Scout (OIW)	Combustible de aviación	Motor rotatorio Wankel 38-HP	Hélice	Hélice	Aceleración por potencia de la hélice
	Flying Fish (Umich)	Dos baterías de litio y celdas solares	Dos motores principales contra rotantes	A la deriva sin poder	Hélices contra rotantes	Un tercer motor impulsa la configuración de empuje
	GULL 24 (Warrior Ltd)	Combustible de aviación	Motor con 3.6 HP	Hélice	Hélice	Aceleración por potencia de la hélice
	GULL 36 (Warrior Ltd)	Combustible de aviación	Motor con dos cilindros opuestos horizontales de 3W Y 160 cm ³	Hélice	Hélice	Aceleración por potencia de la hélice
UAV Lanzado por submarino	Sea Ferret (Northrop Grumman Corp)	Combustible de aviación	Turbojet miniatura sundstrand tj 50	No aplica	Empuje de jet	Lanzado en forma de arpón con cartucho de misiles
	Sea Sentry (Kollmorgen Corp)	Combustible de aviación	motor de arranque en frío de 2,5 hp	No aplica	Hélice	Lanzado por el cohete frío de la UMM
	Cormorant (LMT)	JP-5	cohete propulsor	Flota sin propulsor	cohete propulsor	Asistencia de cohete propulsor para despegue
	Waterspout (PSU)	Combustible de aviación	Dos motores Turbo shaft	Flota en la superficie sin poder	rotor coaxial	Propulsado por los rotores coaxiales
	Switchblade (AV Inc)	Batería	Motor eléctrico	No aplica	Hélice	Emisión por lanzamiento seco con el método SLV
	Sea-Robin XFC (USNRL)	Celdas de combustible de hidrógeno PEM	Motor de celdas de combustible	No aplica	Hélice	propulsado por hélice

UAV sumergible y UAV evolutivo con potencial acuático-aéreo	Flying fish (BUAA)	Batería de polímero Li-ion	Dos motores brushless MAX70A (aire), y dos bombas de vacío (bajo el agua)	Propulsión de agua como jet por dos bombas de vacío	Dos hélices propulsadas por motores brushless	Aceleración por hélices que producen empuje
	Gannet II (BUAA)	Batería de polímero Li-ion	Motor Predator 30/8 (aire) y motor brushless (bajo el agua)	Propulsado por hélice con motor brushless	Propulsado por hélice de diámetro largo con motor Predator 30/8	Propulsado por hélice en el agua
	Multi-modal wing model (Bristol)	Energía eléctrica	Motor y transmisión mecánica	Propulsión por aleteo con alas	No aplica	No aplica
	Flying fish (Olin College)	Dos baterías	Motor DC	BCF propulsada por balanceo de cola	Planeo controlado por aletas pectorales haciéndolas girar	No aplica
	Flying fish (MIT)	Energía eléctrica	Servomotor es o motor DC	BCF propulsión con movimiento de cola	Planeo sin potencia	Lanzado por el mecanismo de la honda impulsado por un tubo del látex
	Diving plane I (NCHU)	Batería de Litio	Dos motores DC	Hélice submarina accionada por el motor trasero	Hélice propulsada por el motor delantero	Aceleración por la hélice que produce empuje
	Diving plane II (NCHU)	Transmisión híbrida de gas y electricidad	Motor DC y motor de gasolina a pistón	Hélice submarina accionada por el motor trasero	Hélice propulsada por el motor de gasolina a pistón	Aceleración por la hélice que produce empuje
	Gannet (MIT)	Batería	Motor DC	Hélice	Hélice	No aplica

	Waterpro of quadrotors	Batería	Cuatro motores Brushless	Cuatro hélices	Cuatro hélices	Propulsado por los cuatro hélices que producen empuje
	Flying fish (Stanford)	Celda solar/Batería de LiPo con una celda	Micro motor con engranaje metálico	No aplica	Flota sin propulsor	Rebota Por un resorte de fibra de carbono
	Flying-squid-inspired AquaMAV (IC College)	Batería más probable	TBD	TBD	TBD	Propulsión a chorro de agua impulsada por un cohete de agua accionado electrónicamente.
	Flying Jellyfish (NYU)	Una fuente de alimentación externa	Motor DC	No aplica	Cuatro alas aleteando	No aplica
	Dual Aerial-Aquatic UAV	Batería más probable	Motor DC	Aleteo de las alas dentro de la línea de movimiento para crear grandes empuje	Aleteo de las alas dentro del movimiento de la línea para crear fuerzas	TBD

Fuente: (Yang et al., 2015), Survey on the novel hybrid aquatic–aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV), 2015. P 148; modificado y traducido por los autores

9.2. Impacto social

El desarrollo del proyecto va dirigido para la empresa “INVERMAR (Instituto de investigaciones marinas y costeras “José Benito Vives de Andréis”) en donde se realiza investigación básica y aplicada de los ecosistemas marinos de interés nacional con el fin de proporcionar el conocimiento científico necesario para la formulación de políticas, la toma de decisiones y la elaboración de planes y proyectos dirigidos al manejo sostenible de los recursos, a la recuperación del medio ambiente marino y costero y al mejoramiento de la calidad de vida de los colombianos, enfocado a la línea de investigación ITE (Línea de inventarios, taxonomía y biología de especies) la cual se encarga de coordinar el levantamiento del Inventario de la biodiversidad marina y costera del país en todos sus niveles de organización, basándose en la descripción taxonómica y la biología de las especies,

su organización y clasificación por relaciones históricas, su biogeografía y en la caracterización de las diferentes escalas de hábitat.

Las investigaciones y acciones de esta línea involucran las siguientes temáticas:

- Ubicación y extensión de ecosistemas y unidades de paisaje.
- Inventarios de fauna y flora.
- Evaluaciones de biodiversidad.
- Distribución de especies y zonación¹².
- Taxonomía y clasificación de especies.
- Biología de especies¹³

Entre los beneficios que ofrece un prototipo se destaca la parte económica y ambiental, ya que con un modelo de AquaUAV funcionando con la empresa INVEMAR no tendrán que trasladar personal ni gran equipamiento para realizar el trabajo sino que por medio de un UAV híbrido podrán realizar la toma de datos basándose en una estación de tierra y con la posibilidad de tener un radio de operación de 30km.

La viabilidad del proyecto intenta dar ayuda de manera mas directa a diferentes actividades que INVEMAR desarrolla, mediante sobrevuelos INVEMAR puede implementar estudios sobre la superficie marítima y costera contribuyendo con aspectos importantes que en el desarrollo de actividades presentes no han tenido en cuenta como: monitoreo de zonas que para el sector marítimo represente algún tipo de riesgo en la limpieza de la superficie marina.

La mayor actividad y a la cual INVEMAR hace referencia en su trabajo es desarrollada bajo la superficie marítima, donde mediante estudios de oceanografía pretenden contribuir en el aprovechamiento de recursos marítimos, esto abarcando muchos otros aspectos que resultan ser primordiales para el cuidado de dichos recursos, el constante monitoreo de áreas de concentración de basuras para que no sean arrojadas al mar, verificación de la deforestación de la palma de coco que no sea arrojada de ninguna manera al mar, todo esto con el objetivo de cerciorar de manera más atenta las irregularidades que mediante el sobrevuelo del AQUAUAV es posible evitar y mantener al tanto.

INVEMAR dedica la mayor parte de sus tareas a la investigación en el comportamiento de los recursos marítimos pero estos dependen del cuidado propio que se le puede dar al mar externa y superficialmente, para las correspondientes tareas en investigación de recursos marítimos INVEMAR trabaja con grupos de buceo que agilizan las tomas, estudios de nuevas especies marinas, fenómenos acuáticos que han venido apareciendo por la actual situación ambiental, el proyecto AQUAUAV pretende mediante sus fases de misión 5-12 (ver grafica 12), puedan ser

¹² Distribución de animales y vegetales en zonas según factores topográficos o climáticos.

¹³ <http://www.invemar.org.co/>

colocadas en el desarrollo de las posibles actividades que actualmente INVEMAR lleva a cabo, con esta propuesta los estudios marítimos pueden ser desarrollados por el modelo AQUAUAV teniendo en cuenta que para la idea es importante el estudio hidrodinámico del modelo dentro de la superficie que corresponde a condiciones totalmente diferentes a las del aire.

10. ETAPA DESCRIPTIVA DE PARAMETROS INICIALES

Ya que la información es bastante reservada se realiza una breve descripción en la tabla 4 de los parámetros encontrados y usados en los prototipos experimentales desarrollados anteriormente los cuales fueron usados con el fin de soportar la transición de fluidos y sumergirse, en los estudios realizados anteriormente basaron su bioinspiración en el ave Northern Gannet la cual plega sus alas para reducir la fuerza de arrastre que se produce al entrar al agua como torpedo por la gran velocidad que alcanza para sumergirse a una gran distancia a la hora de pescar.

Tabla 6. Información de parámetros utilizados en el modelo Gannet I.

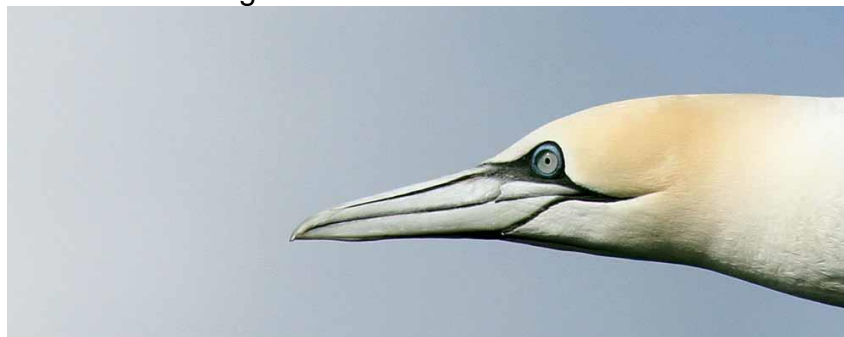
Nombre	Instituto que desarrollo	Envergadura	Longitud fuselaje	Perfil	Cuerda de raíz	Aspect ratio	Peso
Gannet I	Institute of Robotics, Beihang University. 2013 ¹⁴	1,97m	0,9m	CLARK YM-18	0,15m	13,1	7,2 kg

Fuente: Excel, Bogotá, Colombia: 2016. Autores.

Acorde a esta información se procedió al desarrollo de una nueva aeronave teniendo en cuenta estos parámetros como referencia, en el caso de este proyecto primero se realizó la comparación de dos prototipos con el frente en forma del ave Northern Gannet y el Martin pescador, esto con el fin de determinar que diseño hace una entrada más limpia en el agua y la presión de la estructura es lo menor posible con el contacto del agua. A continuación se muestran las figuras que contienen el perfil de cada ave para denotar sus diferencias geométricas en el pico, cabeza, tamaño y longitud del cuello.

NORTHERN GANNET

Figura 6. Ave Northern Gannet



Fuente. Disponible en <https://nomadbird.com/tag/gannet/> imagen 21 de octubre 2016

¹⁴ Design and experiment of a bionic gannet for plunge-diving, pag 284.

Una de las mayores aves marinas del Atlántico Norte, el alcatraz es espectacular, ya que se sumerge en el mar en busca de peces,¹⁵ tiene la habilidad de alcanzar una velocidad alta para entrar como torpedo cuando tiene ubicada su presa.

MARTÍN PESCADOR

Figura 7. Ave Martín pescador (Rayo azul)



Fuente. Disponible en <http://ornitoaddiction.blogspot.com.co/2014/09/martin-pescador-el-rayo-azul.html> imagen 21 de octubre 2016

El Martín pescador se reconoce al instante por su brillante plumaje multicolor. Su cuerpo también tiene una forma robusta y corta característica con una cabeza inusualmente grande y un pico enorme en forma de daga¹⁶.

Estas aves aunque se diferencian en tamaño tienen una característica en particular la cual es sumergirse a gran velocidad para atrapar su comida, como se puede observar en la figura 8 y 9 el Northern Gannet y el Martin pescador respectivamente se ve la entrada al fluido limpiamente por lo que se tuvo que realizar simulaciones para definir cuál de las formas se utilizara en el modelo conceptual a estudiar.

¹⁵ <http://www.audubon.org/field-guide/bird/northern-gannet>

¹⁶ <http://www.luontoportti.com/suomi/es/linnut/martin-pescador>

Figura 8. Multi-toma de ave gannet



Fuente: Disponible en
<http://benporterphotography.blogspot.com.co/2016/04/diving-gannet-sequence.html> imagen 20 noviembre 2016

Figura 9. Multitoma de ave Martin pescador.



Fuente: Disponible en <https://es.pinterest.com/pin/720927852819653587/> imagen 20 noviembre 2016

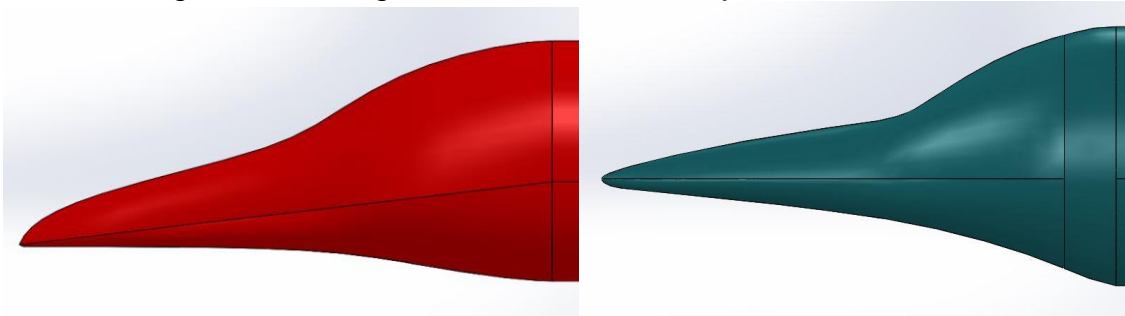
Figura 10. Contacto del pico de las aves con el fluido



Fuente. Disponibles en http://birdsbykim.com/blog/wp-content/uploads/2008/06/noga_j9m2994-b.jpg y http://1.bp.blogspot.com/-eTfst4qxsW8/Tg8LTqRa9kI/AAAAAAAAAERE/U4fd7e9jgu4/s1600/article-2009026-0CC4810100000578-200_634x686.jpg, respectivamente imágenes 21 de octubre 2016

A continuación como se muestra en la figura 11 el diseño iniciales de los fuselajes con el frente en forma de ave en el que se observa las diferencias entre los dos prototipos Norther Gannet y el Martin pescador respectivamente, donde es necesario realizar la simulación para determinar cuál de estas dos prototipos presenta un mejor comportamiento en el cuerpo fuselado y el arrastre que se produce en este.

Figura 11. Configuración inicial de fuselaje en forma de ave



Fuente: SOLIDWORKS. Bogotá, Colombia: 2016; Autores

Esta etapa es caracterizada por qué se puede comparar y evidenciar las ventajas que puede ofrecer un cuerpo respecto al otro en donde se parte con la selección y comparación de dos aves que hacen una transición de aire-agua. Con la intención de mostrar la velocidad de contrato del cuerpo con el agua se utilizó las fórmulas de tiro semi-parabólico para la entrada en picada.

Ecuación 1. Altura de caída

$$h = \frac{gt^2}{2}$$

Fuente: Serway, Raymond. Física para ciencias e ingeniería. 2005. pág. 78.

Despejando el tiempo para una altura de 100 m

$$t = \sqrt{\frac{100m * 2}{9,81 \frac{m}{s^2}}}$$

$$t = 4,51s$$

Ecuación 2. Componente de la velocidad en Y

$$v_y = gt$$

Fuente: Serway, Raymond. Física para ciencias e ingeniería. 2005. pág. 78.

$$v_y = 44,24 \frac{m}{s}$$

Ecuación 3. Velocidad de contacto del cuerpo fuselado con el agua

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$$

Fuente: Serway, Raymond. Física para ciencias e ingeniería. 2005. pág. 78.

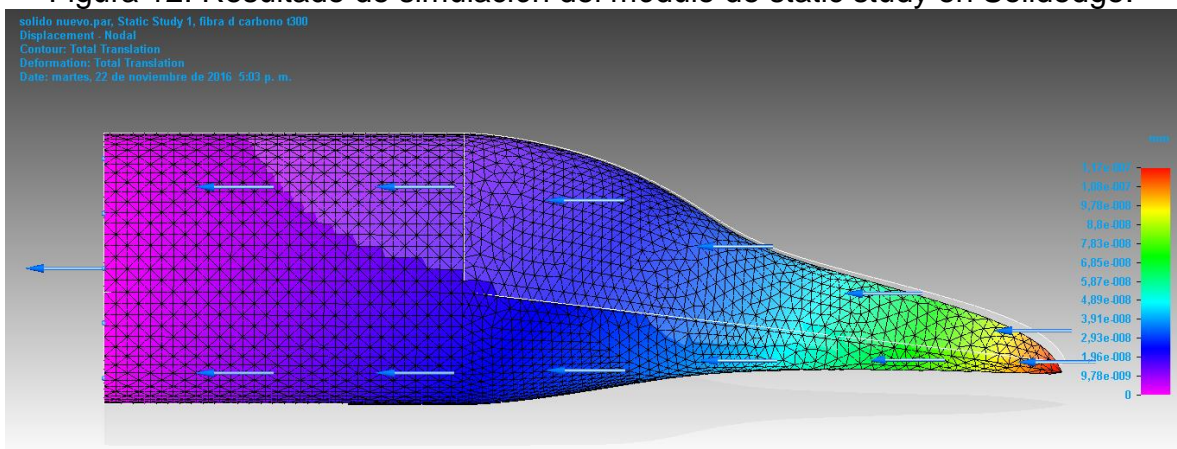
$$v = \sqrt{\left(25 \frac{m}{s}\right)^2 + \left(44,24 \frac{m}{s}\right)^2}$$

$$v = 51,81 \frac{m}{s}$$

Luego de esta descripción se muestra el comportamiento que presenta cada cuerpo en la transición respectivamente en cada diseño, para la demostración se usó el módulo de simulación static study del software Solidedge para observar las tensiones y deformaciones unitarias que se presentan en el cuerpo de estos dos diseños cuando se presenta el impacto con el fluido esto se puede evidenciar en las figuras 12 y 13 las cuales muestran un primer acercamiento realizado de la simulación, entre los parámetros de entrada que se usaron para la simulación fue:

- Material de fibra de carbono T300¹⁷
- Velocidad de contacto con el agua 51,81 m/s
- Fuerza ejercida sobre el cuerpo 193,08N

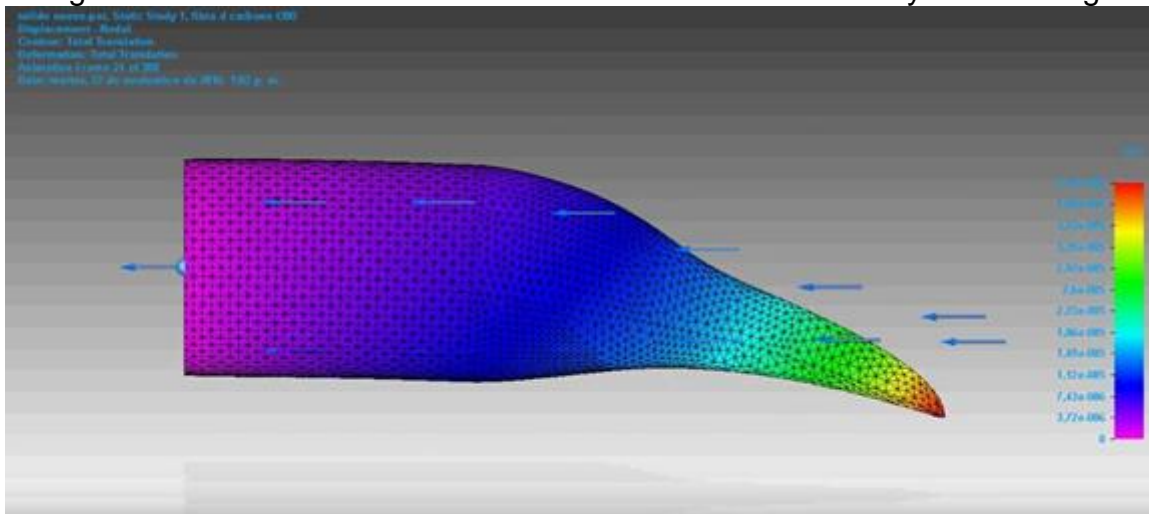
Figura 12. Resultado de simulación del módulo de static study en Solidedge.



Fuente: SOLIDEDGE. Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

¹⁷ <http://www.toraycfa.com/pdfs/T300DataSheet.pdf>

Figura 13. Resultado de simulación del módulo de static study en Solidedge



Fuente: SOLIDEDGE. Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Acorde a los resultados mostrados en las figuras 12 y 13 se decidió que el cuerpo fuselado más apropiado por los resultados de las simulaciones para las deformaciones en el impacto para utilizar es el que tiene forma del Martin pescador mostrada en la figura 13, por lo que la deformación que se produce en la estructura del fuselaje en contacto con el fluido (agua) es de $4,4e-008\text{mm}$ menor que a la del ave Gannet que corresponde a la figura 12, la cual es de $4,45e-005\text{mm}$ esto muestra un cambio muy significativo frente al área mojada de la superficie frontal del fuselaje, que aerodinámicamente y estructuralmente es tenido en cuenta para optar por el ave Martin pescador, indicando numéricamente una deformación menor que denotara con el paso del tiempo. También se debe tener en cuenta la fatiga del material por la repetición cíclica en caso de utilizar el perfil del ave Gannet.

11.AERODINÁMICA

11.1. Definición

El concepto al que lleva un vehículo aéreo no tripulado (UAV), como también cualquier prototipo de diseño relacionado con el aire, entra a ser parte de una rama muy importante en la cual se analiza el comportamiento de su diseño frente al fluido, es por medio de la Aerodinámica que son descritos, analizados, calculados y muy seguramente dados a conocer para concluir frente a estudios que lo demuestran conceptual, teórica y por ultimo descritos en la práctica, es por tales fases que pasa un proyecto cualquiera como este con el cual se busca aplicar desde un punto inicial de la enseñanza profesional hasta el punto donde realmente se logren resultados de muchas de las ecuaciones, teorías y comportamientos, la demostración de un análisis propio de lo que significa la aerodinámica en este tipo de cuerpos.

11.2. Perfil aerodinámico

El sistema de aerodinámica por parte del cual se pretendió trabajar fue basado en diferentes bases de datos ya establecidos para los perfiles que son utilizados para este tipo de Aeronaves no tripuladas de pequeño tamaño, las cuales requieren de una muy buena sustentación, y un bajo número de Reynolds ya que el software solo así lo permite, también se tiene en cuenta que este tipo de perfiles según han sido estudiados y los resultados obtenidos se dice que generan grandes fuerzas de sustentación a bajos ángulos de ataque

Para la clasificación del perfil aerodinámico fue importante analizarlo propiamente a partir de los resultados anteriormente nombrados, con respecto al número de Reynolds también es obtenido mediante una velocidad media de la aeronave a la cual se estima o se aproxima dependiendo el perfil. (Velocidad de 25m/s)

Variables atmosféricas que varían con respecto a la altura también forman parte de algunos cambios que se presentan durante el vuelo para lo cual es importante tener en cuenta que los comportamientos aerodinámicos también varían dependiendo de la altura del modelo, entonces se hace necesario optar por un perfil el cual ofrezca una baja resistencia, coeficiente de sustentación alto para Reynolds pequeños, mayor eficiencia aerodinámica.

Inicialmente se plantea una parte teórica de donde se consiguen aplicar ecuaciones de las cuales se inicia un análisis de lo que puede teóricamente funcionar en la práctica, se inicia por calcular el Reynolds para una serie de perfiles de la familia NACA y de la familia EPPLER, esto teniendo en cuenta que el rango del numero adimensional Reynolds no sobrepase sus límites, para lo cual la velocidad con la que la aeronave debe volar también se limita, los de más datos se determinan según la altura y el tipo de perfil.

Ecuación 4. Número de Reynolds.

$$R_e = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu}$$

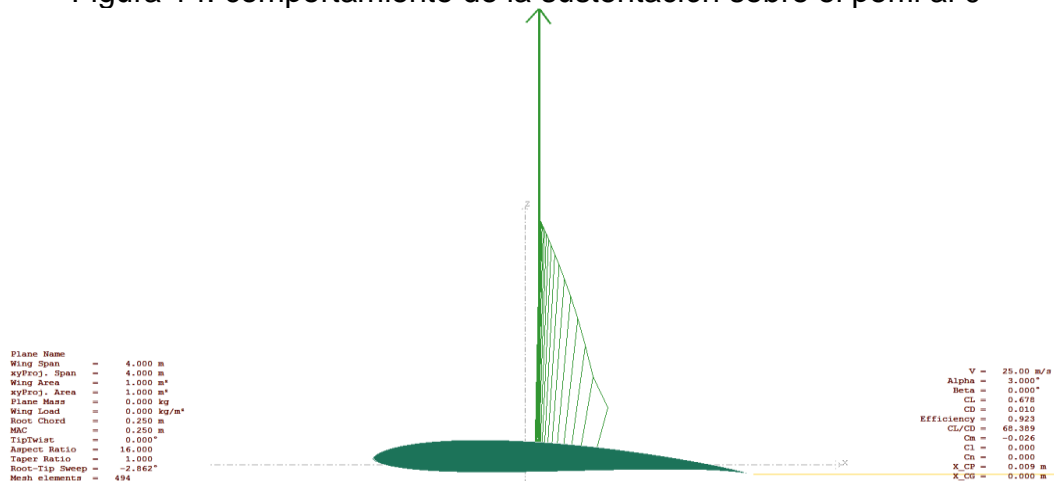
Fuente: Anderson, John. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York, 2001. pag. 39.

Se es analizados mediante diferentes tipos de ángulo de ataque, logrando de esta manera obtener resultados de sustentación aptos para el desarrollo de las actividades del modelo, logrando también entre sus característica que la sustentación del perfil se dé a un ángulo de ataque lo mejor posible característica que implica para el modelo una mejor autonomía ya que de esta manera no va requerir de tanto empuje (Thrust) manteniendo el cuerpo en sustentación.

A las velocidades bajas que el modelo va a desarrollar se le agrega que la capa limite va tornarse laminar sobre toda la superficie del perfil, lo cual no tendrá desprendimiento de la capa limite sino hasta cuando existan velocidades mayores, agregando de esta manera que entonces el Reynolds para este fenómenos permanecerá entre el rango de los 200000 lo cual significa que a valores más altos del ángulo de ataque tampoco exista desprendimiento de capa limite sino hasta el borde de fuga.

A continuación se muestra un análisis aerodinámico de los perfiles seleccionados mediante el Software gratuito XFLR5, esto con la idea de determinar mediante los resultados de cada uno el perfil con las características más propias y necesarias para el correcto funcionamiento de la labor a la cual se encargara el modelo en este caso, dependiendo de las condiciones atmosféricas se analizan los perfiles con Reynolds correspondiente a las mismas.

Figura 14: comportamiento de la sustentación sobre el perfil al 0°



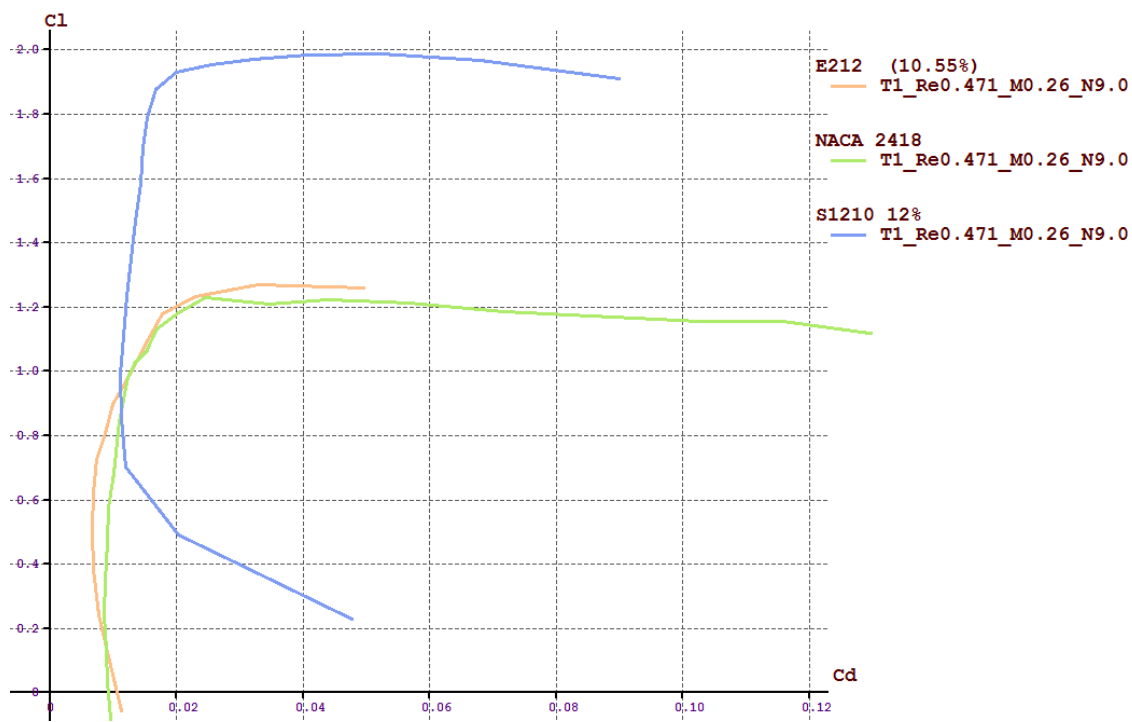
Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Teniendo en cuenta los resultados gráficos (Figura 14) generados por el software es posible afirmar que el perfil acto para el desarrollo del vehículo es el EPPER 212, ya que cuenta con características aptas para el desenvolvimiento de algunas de las funciones, la principal característica del perfil es el bajo número de Reynolds con el cual se puede usar, teniendo en cuenta la ecuación 1 es posible afirmar que la velocidad también hace parte de valores bajos que directamente proporcional con el Reynolds responder a diferentes conclusiones en el desarrollo del trabajo.

Mediante el análisis 2D de los diferentes perfiles fue posible obtener resultados que ayudan al contenido teórico del trabajo como también son la base de otras variables a desarrollar, de acuerdo al software con el cual inicialmente se parte para la aerodinámica del perfil se obtienen los resultados de la tabla 6.

El software ha mostrado en el desarrollo de diferentes análisis que la variación del ángulo de ataque es la principal base sobre la cual se argumentan otras variables como las son el coeficiente de Drag, coeficiente de Lift, momento, teniendo en cuenta los resultados se dan de dichos comportamientos análisis reales es decir se comparan con datos de otros modelos para identificar a partir de ello su comportamiento en el medio.

Gráfica 2. Coeficiente de sustentación Vs coeficiente de arrastre. 2D. perfiles.

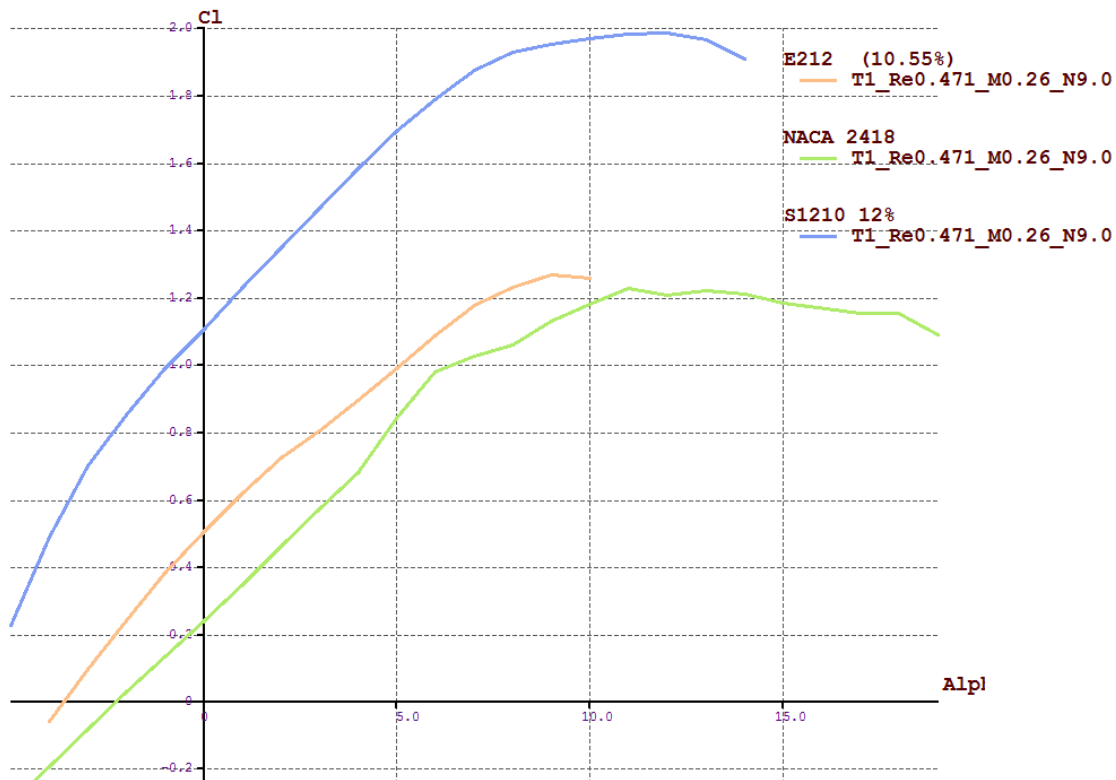


Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

De los coeficientes de sustentación y arrastre es importante dejar claro que dependiendo de su ángulo de ataque para cada uno existe un valor diferente donde teniendo en cuenta el tipo de perfil se da paso a un análisis aerodinámico más apropiado para el perfil, con un Reynolds constante en cada uno de los perfiles,

analíticamente es posible afirmar que lo más importante de la gráfica es el punto de máxima fineza lo que quiere decir una mayor sustentación con un índice bajo de resistencia al avance teniendo en cuenta por su puesto el ángulo de ataque, la velocidad y la cuerda del perfil.

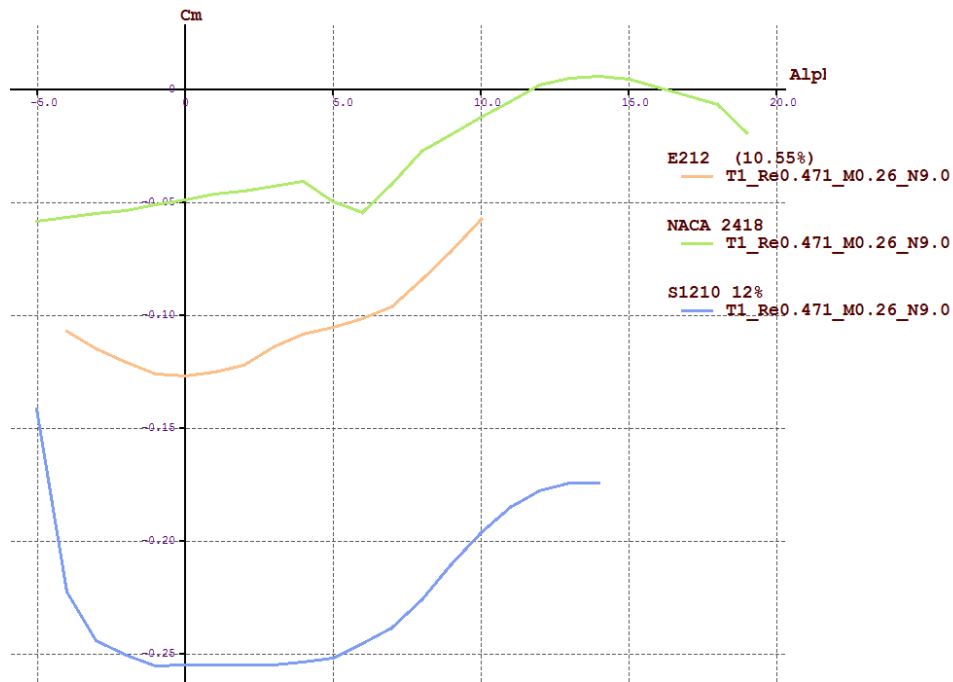
Gráfica 3. Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Analizando la gráfica del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque el perfil EPPLER 212 muestra que la sustentación mantiene un buen desempeño con respecto a ángulos de ataque superiores a los perfiles NACA 2418 Y S1210 lo cual indica también que a pesar de las bajas velocidades el perfil alar puede someterse a sustentación con altos ángulos de ataque, desarrollando de esta manera un techo máximo en tiempos menores.

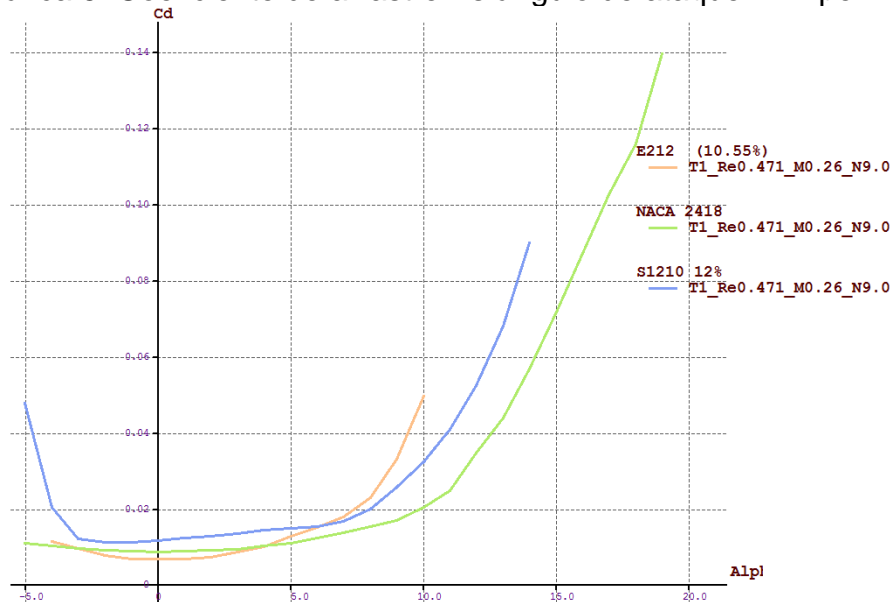
Gráfica 4. Coeficiente de momento Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

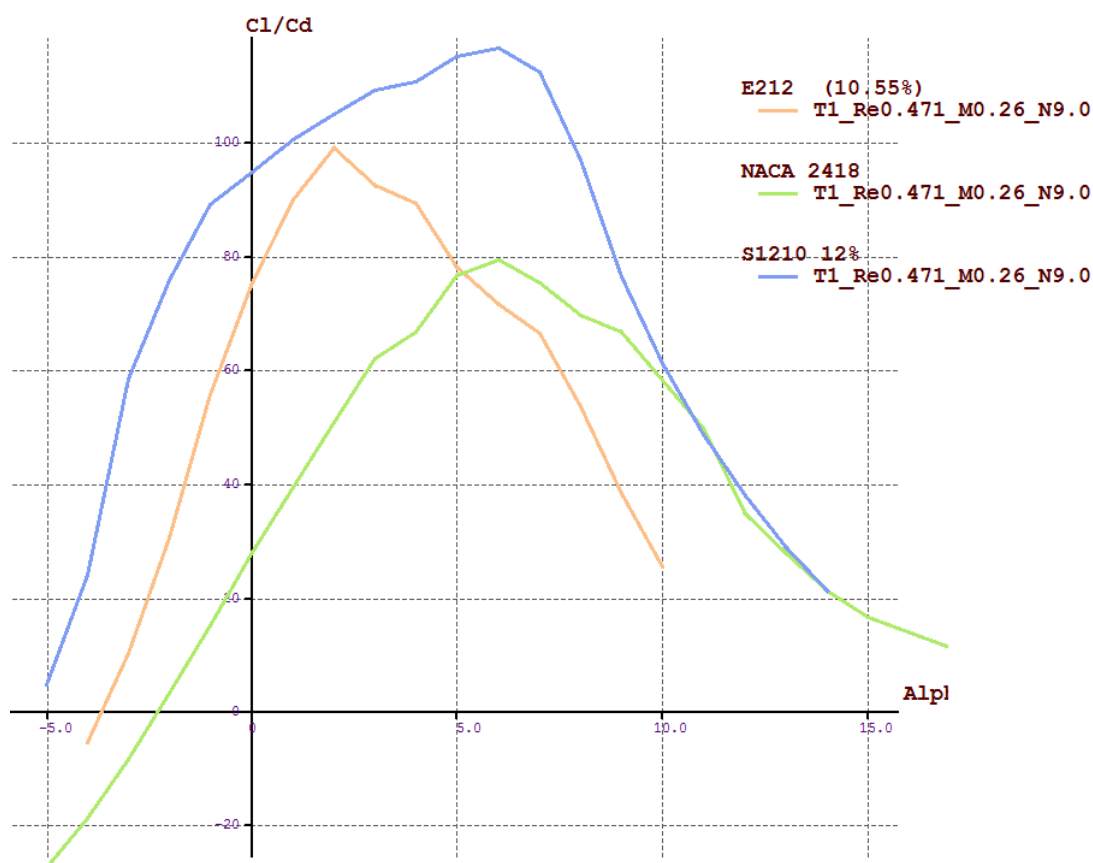
Teniendo en cuenta que el coeficiente de momento depende de la geometría del perfil, curvatura y espesor, para conseguir la mejor estabilidad posible del perfil se evidencia que cual más estabilidad consigue desarrollar es el EPPLER 212 ya que consigue datos muy pocos positivos dentro de la gráfica pero que ayudan a mantener una estabilidad no solo apropiada sino también en ángulos de ataque altos

Gráfica 5. Coeficiente de arrastre Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Gráfica 6. Eficiencia Aeronáutica Vs ángulo de ataque. 2D. perfiles.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Gráficamente queda demostrado que los perfiles analizados desarrollan conceptualmente propiedades y variables lo suficientemente capaces para el desarrollo de la actividad a realizar.

Tabla 7. Datos aerodinámicos de los diferentes perfiles aerodinámicos.

Perfil	C_{lmax}	α_{stall}	L/D_{max}	$C_l \alpha^{0^\circ}$
EPPLER 212	2,005116	12	119,489	1,073307
NACA 2418	1,272889	14	100,58	0,4909354
SELIG 1210	1,986853	13	81,153111	0,2346451

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Se puede observar que los datos inicialmente resaltarían el uso del perfil Eppler 212, debido a su elevado C_l y su respectiva eficiencia aerodinámica, con respecto al Naca 2418 y Selig 1210 pero su formato tan diferenciado resultaría en problemas de construcción debido a la curvatura sumamente pronunciada sobre el intradós al igual que el perfil Selig 1210. Sin embargo según los resultados se aprecia que el perfil Eppler 212 tiene características similares con la diferencia que para un ángulo de ataque de cero grados el coeficiente de sustentación es mayor en gran

proporción con respecto a los otros perfiles, esto posibilita que el perfil incluso a ángulos negativos genere la sustentación necesaria para cumplir con la misión.

El método utilizado para la configuración alar fue el de “Lifting line” desarrollado por Ludwig Prandtl en Alemania, en el periodo de 1911-1918. Su método es aun utilizado y se basa en calcular la distribución de sustentación y el arrastre inducido para alas sin flechamiento. (Anderson. John 1984).

Para este método es de suma importancia parámetros bidimensionales del perfil aerodinámico, en este caso, se utilizó la pendiente del perfil, el ángulo de ataque para el cual el coeficiente de sustentación es cero y se utilizó también el mínimo coeficiente de arrastre del perfil.

Estos parámetros que se muestran en detalle en la siguiente sección; Así, en la tabla 16, se muestra el criterio de selección de perfil aerodinámico pensando en la configuración alar.

Tabla 8. Opciones de elección del tipo de perfil.

Parámetro	Perfil 1	Perfil 2	Perfil 3
Nombre	EPPLER 212	NACA 2418	SELIG 1210
Espesura	10,55%	17,98%	12%
C_l para $A0A = 0^\circ$	0,4909354	0,2346451	1,073307
$A0A$ para $C_l = 0$	-3,63	-7,27	-2,05
C_l max	2,005116	1,272889	1,986853
C_l/C_D max	119,489	100,58	81,15311
C_l de (C_l/C_D) max	0,7009612	1,012515	1,670242
$A0A$ de (C_l/C_D) max	2°	6,5°	5,5°

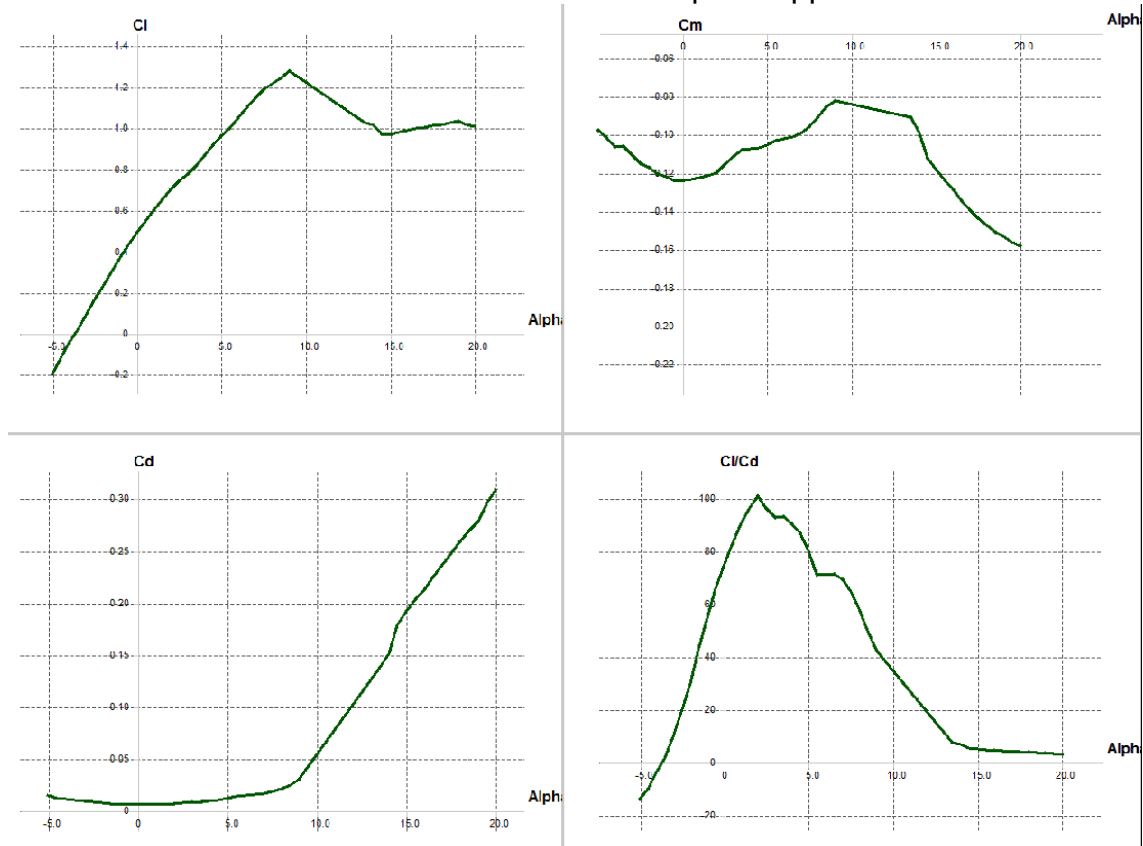
Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Tomada la decisión de optar por el perfil Eppler 212, es importante caracterizar las propiedades por medio de las cuales se da dicha elección, analizando el comportamiento gráfico, las curvas de eficiencia aerodinámica, ángulo de entrada en perdida, rendimiento del perfil, necesidad de desemeño para el aterrizaje y despegue del modelo, entre otras variables como las presentadas en la tabla 6.

11.3. Perfil eppler 212

El perfil Eppler 212 es utilizado básicamente sobre planos de pequeño porte, destacado por un elevado coeficiente de sustentación aliado a bajos coeficientes de arrastro y momento de modo que posee una elevada eficiencia aerodinámica, por su curvatura característica y al operar a bajos números de Reynolds el flujo alrededor de su superficie es completamente laminar permitiendo que no exista desprendimiento de capa límite para altos ángulos de incidencia.

Gráfica 7. Curvas aerodinámicas perfil Eppler 212.



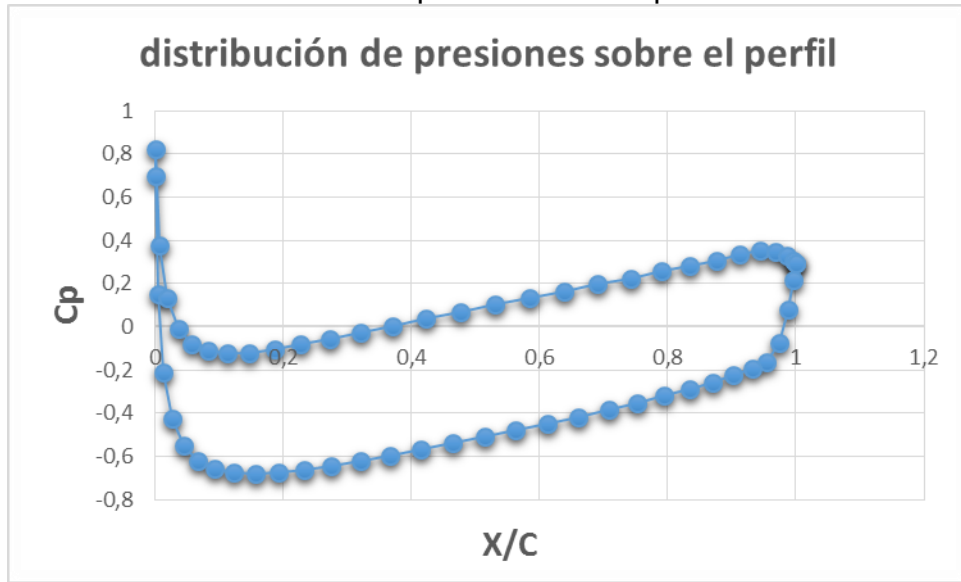
Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; autores.

El perfil contiene características geométricas además de las tabuladas anteriormente, espesura máxima de 10,6% al 27,5 de la cuerda; el radio de curvatura del borde de ataque es 2,5%.

11.4. Distribución de presión del perfil eppler 212.

La distribución de presión sobre la superficie del perfil fue obtenida a partir de la solución analítica del modelo matemático fundamentado en la geometría del perfil en estudio realizado por el software gratuito XFLR5, imponiendo una condición de mach 0,0375 calculado para la velocidad de aplicación de la aeronave a un numero de Reynolds de 471250 y ángulo de ataque de 0°.

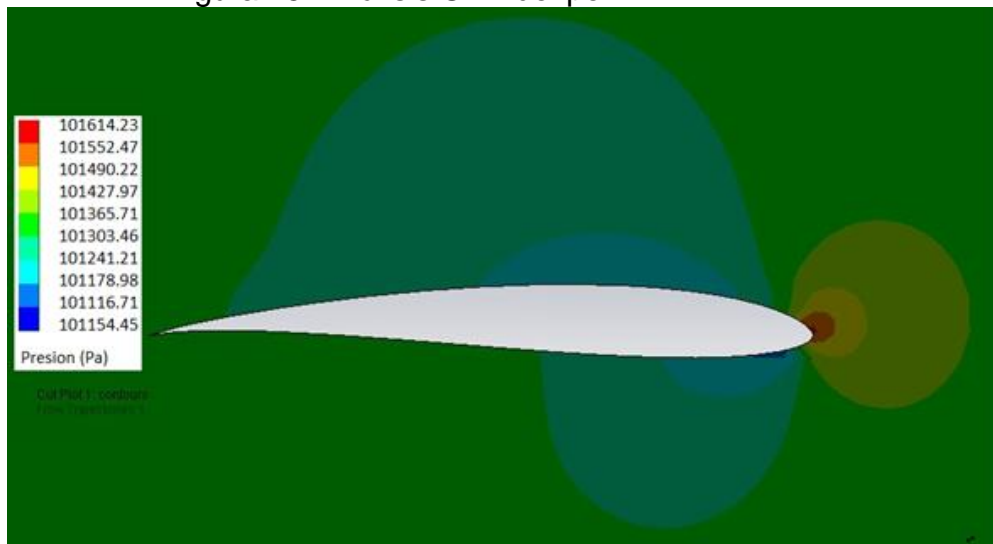
Grafica 8. Distribución de presión sobre el perfil EPPLER 212.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Según la gráfica 7, el perfil al 15,62 % del porcentaje de la cuerda se encuentra el punto de mínima presión.

Figura 15. Análisis CFD del perfil EPPLER 212.



Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Se aprecia en la figura 15, donde los rangos de presión corresponden a (101054,45-101614,72Pa) que la región de color azul representa el punto sobre el perfil que está a una presión menor, siendo coherentes los resultados obtenidos por el análisis hecho en Xfoil.

11.5. Centro aerodinámico del perfil eppler 212.

A partir de las curvas de c_l versus α y c_m versus α presentadas en la gráfica 6.a para un número de Reynolds de 471000 se determina a continuación el centro aerodinámico, así la posición del centro aerodinámico se calcula por medio de la solución de la ecuación 5.

Donde m_0 y a_0 representan las pendientes de las curvas de C_m Vs Alpha y C_l Vs Alpha respectivamente. Así, para $\alpha = 5^\circ = 8,72 \times 10^{-2}$ rad, se tiene $C_{l2} = 0.988915$; $C_{m2} = -0.1053619$ y para $\alpha = 2^\circ = 3,48 \times 10^{-2}$ rad, se tiene $C_{l1} = 0.7245863$; $C_{m1} = -0.1223218$

De esta forma la posición del centro aerodinámico del perfil Eppler 212 es:

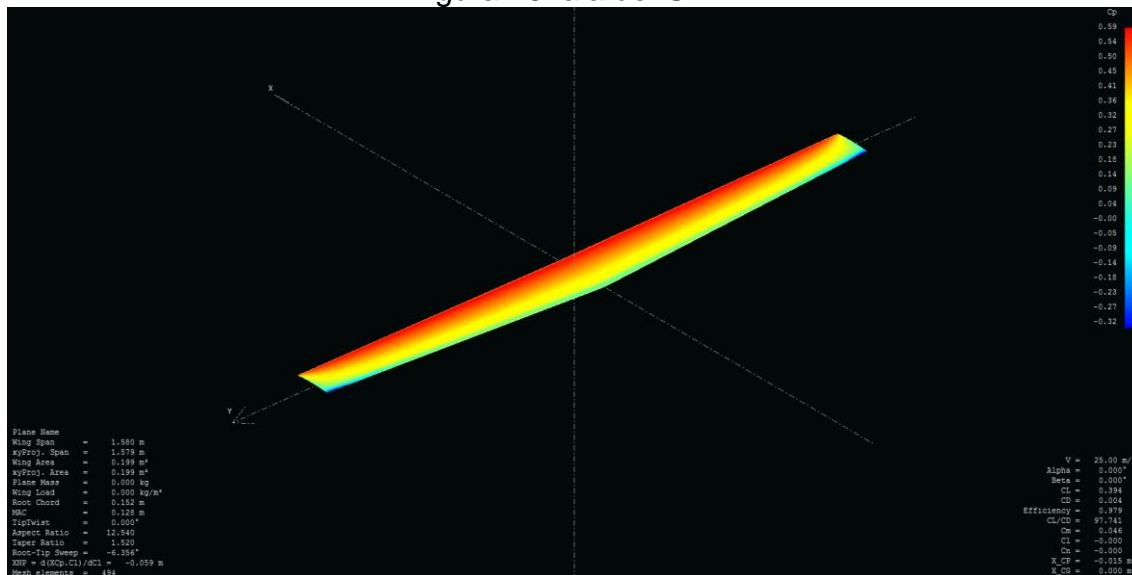
Ecuación 5: centro aerodinámico.

$$\frac{X_{ac}}{C} = \frac{-dc_{mc}/d\alpha}{d c_l / d\alpha} = \frac{-m_0}{a_0} = \frac{0.32366}{5.04444} = 0.06416$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica. São Paulo, 2013, Pág 43.

Este resultado indica que el centro aerodinámico está localizado en una posición 6,4% al frente del punto $c/4$

Figura 16: ala del UAV.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; autores.

En la figura 16 es posible apreciar la configuración alar de la aeronave con un entorno de presiones alrededor de ella, se observa que la mínima presión en el ala está en el extradós de la misma, como era esperado.

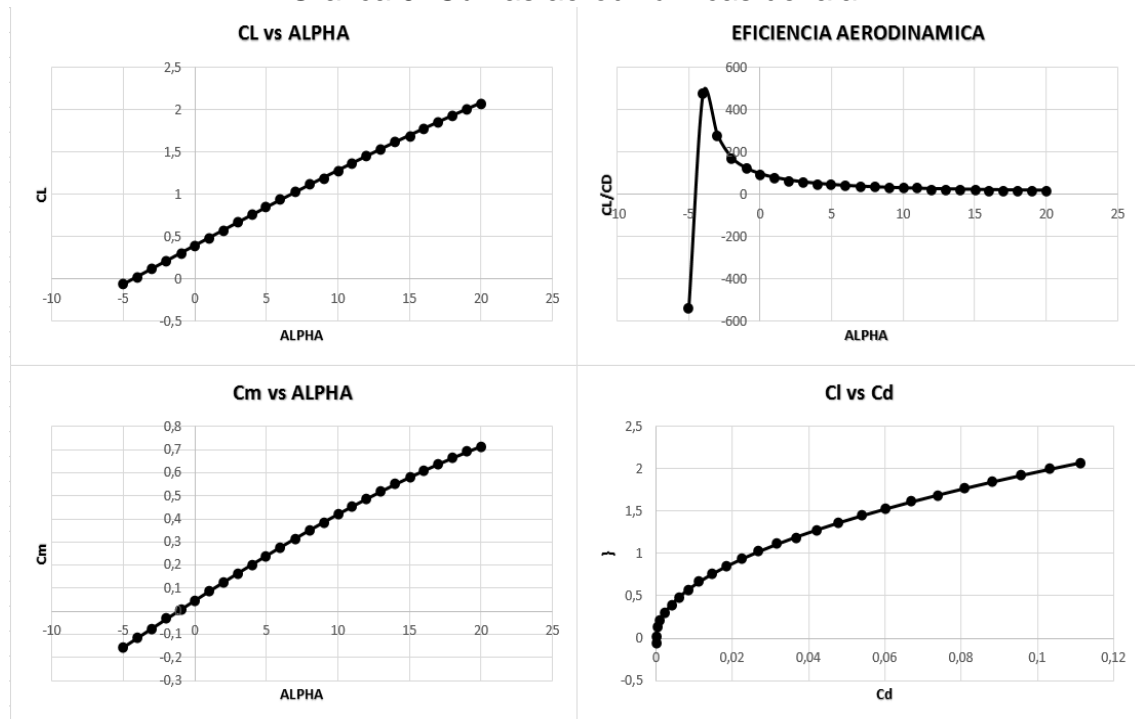
De la simulación anteriormente hecha se obtuvieron datos aerodinámicos del ala expuestos en la tabla 9.

Tabla 9. Datos aerodinámicos del ala.

C_l máximo	2,07
Angulo de perdida	19°
L/D Máximo	18,66
Angulo de máximo L/D Máximo	-4°
Velocidad de Stall	11.9m/s

Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Gráfica 9. Curvas aerodinámicas del ala.



Fuente: XFLR5 Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Evidentemente es notable visualizar que la gráfica con gran importancia es la de la eficiencia aerodinámica donde se puede analizar que su punto máximo hace parte de un ángulo de ataque negativo, lo cual significativamente es usual para la mínima resistencia al avance permitiendo del vuelo una mayor sustentación en un ángulo de ataque optimo negativo, con esto se reflejaría y se tendría en cuenta que para la aeronave es necesario trazar una ruta de descenso para obtener la eficiencia máxima aerodinámica.

La aeronave para este caso no se verá implicada por ningún tipo de inconveniente que afecte directamente el vuelo de la misma ya que este dato al igual que los demás coeficientes aerodinámicos está asociados con la forma geométrica del perfil, lo cual está directamente relacionado con la reducción del arrastre.

11.6. Aerodinámica del ala finita

Para que el avión pueda volar, el aire pasa en las alas por debajo a una menor velocidad (y por tanto a una mayor presión), de modo que presión del fluido por el extradós y por el intradós de la superficie alar presenta una diferencia de presión. En el estudio de un ala de superficie finita, el aire como cualquier fluido, tiende a ir a la zona donde presenta de mayor presión a una de menor presión.

Este fenómeno provoca dos tipos de resistencia en alas finitas la resistencia inducida, que es la generada cuando un ala se sustenta. La otra se denomina parásita, que es la que tiene el perfil inherente a la sustentación, es decir, provocada a la forma del avión.

Para el análisis del perfil se realizará por el método de “Lifting Line” desarrollado por Ludwig Prandtl y consiste en calcular la distribución de sustentación de y el arrastre inducido de un ala sin flechamiento. En seguida se expone la teoría del Lifting Line y se presenta la metodología de código implementado para la configuración de un ala recta.

11.7. Método de lifting line

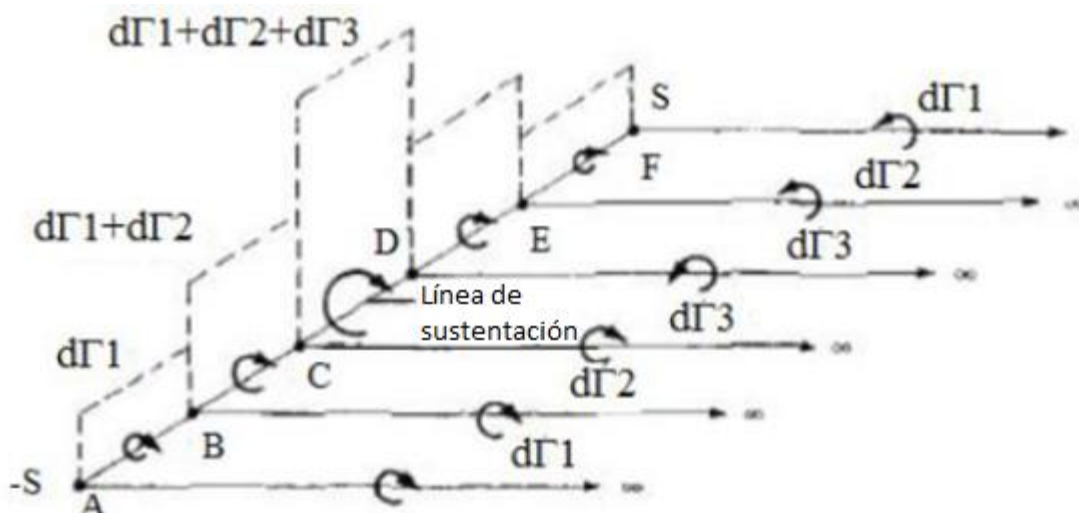
Este método es aplicado a alas con alto Relación de aspecto y sin flechamiento, para un flujo incompresible y no viscoso. El ala es modelada como una sola línea de torbellino situado a $1/4$ de la cuerda media aerodinámica y una hoja de vórtice cobertizo asociado.¹⁸

El flujo potencial es resuelto mediante la distribución de las singularidades del tipo de vórtice sobre la envergadura. La distribución de lift se asume que es aproximada mente elíptica sobre la envergadura con unas modificaciones debido a la forma geométrica del plano, como se muestra en la Figura 17.

En un flujo potencial, una línea de vórtice fija de intensidad Γ está sometida a una fuerza $L = \rho v \Gamma$, y los vórtices de estera introducen downwash a lo largo del vórtice fijo desde $-b/2$ a $b/2$

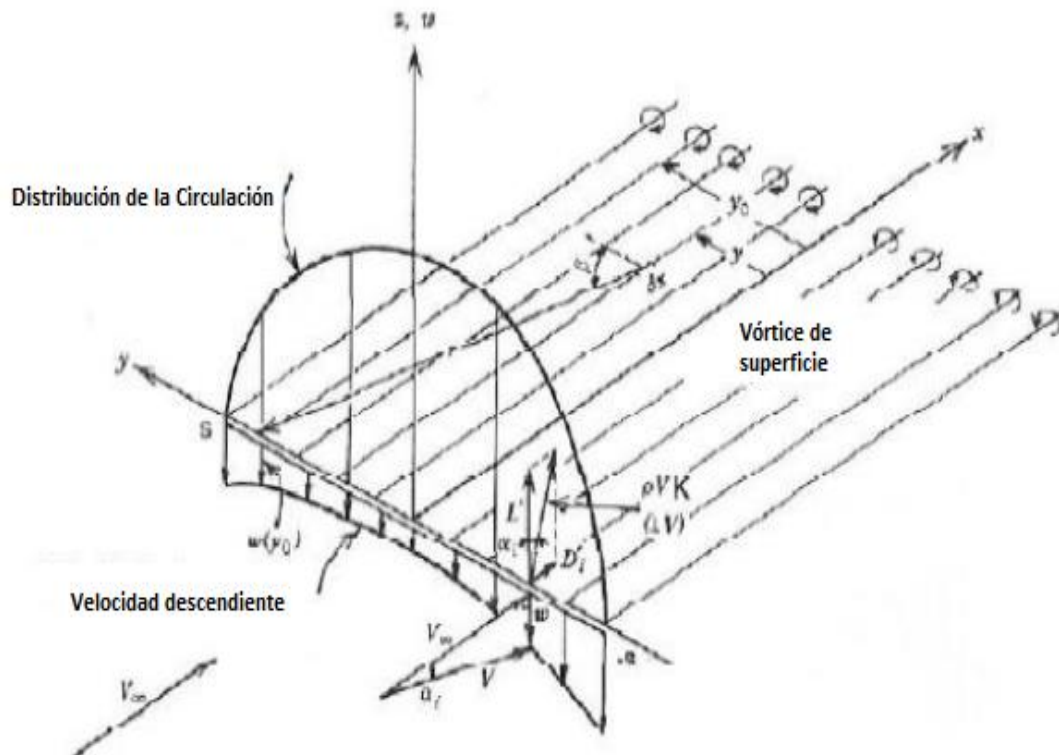
¹⁸ <http://s6.aeromech.usyd.edu.au/aerodynamics/index.php/sample-page/subsonic-aerofoil-and-wing-theory/3d-prandtl-lifting-line-theory/>

Figura 17. Distribución de vórtices sobre la envergadura del ala.



Fuente: E. L. Houghton, Aerodynamics for engineering. EUA 2003, Fig 5.21

Figura 18. Velocidad inducida por el vórtice de estera.



Fuente: E. L. Houghton, Aerodynamics for engineering. EUA 2003, Fig 5.26

La velocidad de downwash, d_w , en el punto Y_0 inducida por el vórtice de estera localizado en Y , mostrada en la figura 18, es dada por la ecuación 6 y la velocidad inducida es la sumatoria de todos los elementos de vórtices dado por la ecuación 7.

Ecuación 6. Velocidad inducida por el vórtice de estera.

$$d_w = -\frac{(d\Gamma/d_y)d_y}{4\pi(y_0 - y)}$$

Fuente: E. L. Houghton, Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 218

Ecuación 7. Sumatoria de los elementos de vórtices.

$$W(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/d_y) d_y}{(y_0 - y)}$$

Fuente: E. L. Houghton, Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 218.

En una posición aleatoria y , que se considera una la sección local del perfil del ala finita presentada en la figura 19, se obtiene la ecuación de ángulo de ataque inducido, dada en la ecuación 8.

Ecuación 8. Sección del perfil.

$$\alpha_i(y_0) = \tan^{-1} \frac{-w(y_0)}{V_\infty}$$

Fuente: E. L. Houghton, Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 225.

Como w es mucho menor que V_∞ se obtiene la ecuación 8 y se sustituye en la ecuación 9 se obtiene la ecuación 10.

Ecuación 9. Sección del perfil simplificada.

$$\alpha_i(y_0) = \frac{-w(y_0)}{V_\infty}$$

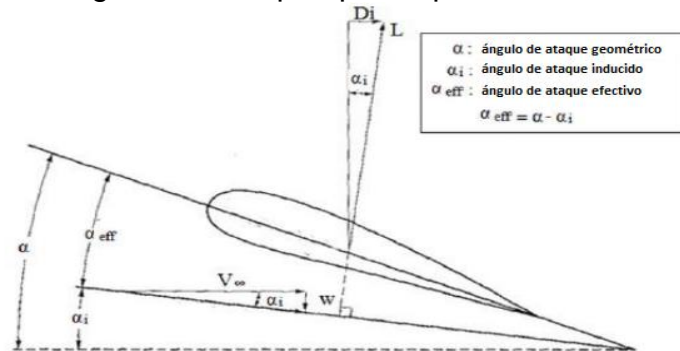
Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 225.

Ecuación 10. Ángulo de ataque inducido.

$$\alpha_i(y_0) = -\frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy)dy}{(y_0 - y)}$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 225.

Figura 19. Ángulos de ataque que se presentan sobre el perfil.



Fuente: Anderson, J. Introduction to flight. 1984. Prince George 2010, fig 9.25.

El flujo relativo local se inclina hacia abajo con un ángulo inducido (α_i), provocado por dos efectos:

- El ángulo efectivo (α_{eff}) que se ilustra en la figura 17, es el ángulo visto en la sección de ataque visto por la sección del perfil y depende de w , que también varía a lo largo de la envergadura y se representa en la ecuación 11.

Ecuación 11. Ángulo de ataque efectivo.

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 225.

- La resultante de sustentación local es perpendicular a la velocidad relativa local, el cual, genera una fuerza de arrastre derivada de la velocidad de downwash.

Por definición, coeficiente de sustentación para una sección del perfil localizado en $y = y_0$ y aplicando el teorema de Kutta-Joukowski se obtienen las ecuaciones 12 y 13.

Ecuación 12. Ángulo de ataque efectivo.

$$Cl = \alpha_0[\alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{l=0}]$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 225.

Ecuación 13. Teorema Kutta-Joukowski.

$$L'(y) = \rho V \Gamma(y) = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(y_0) C_l \rightarrow C_l = \frac{2\Gamma}{V_{\infty} c(y_0)}$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 226.

Con las ecuaciones anteriormente mencionadas, se obtiene la ecuación fundamental de la Teoría del Lifting Line (9), en donde se desconoce el valor de Γ y siendo los demás parámetros conocidos para el ala finita ya que se puede determinar los valores de velocidad del fluido, ángulos de ataque y geometría del perfil.

Ecuación 14. Teoría fundamental del Lifting Line.

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_{\infty} c(y_0)} + \frac{1}{4\pi V_{\infty}} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{(y_0 - y)}$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 223.

Para obtener la circulación, sepa considerada la transformación presentada por la ecuación 15.

Ecuación 15. Transformación de coordenadas.

$$y = -s \cos \theta, \text{ donde } s = b/2$$

Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 223.

La coordenada en dirección de la envergadura está dada por θ , donde $0 \leq \theta \leq \pi$
La distribución general de circulación a lo largo de las superficies alares se expresa con la serie de Fourier de senos, que se presenta en la ecuación 16.

Ecuación 16. Distribución de circulación.

$$\Gamma(\theta) = 4sV_{\infty} \sum_1^n A_n \sin n\theta$$

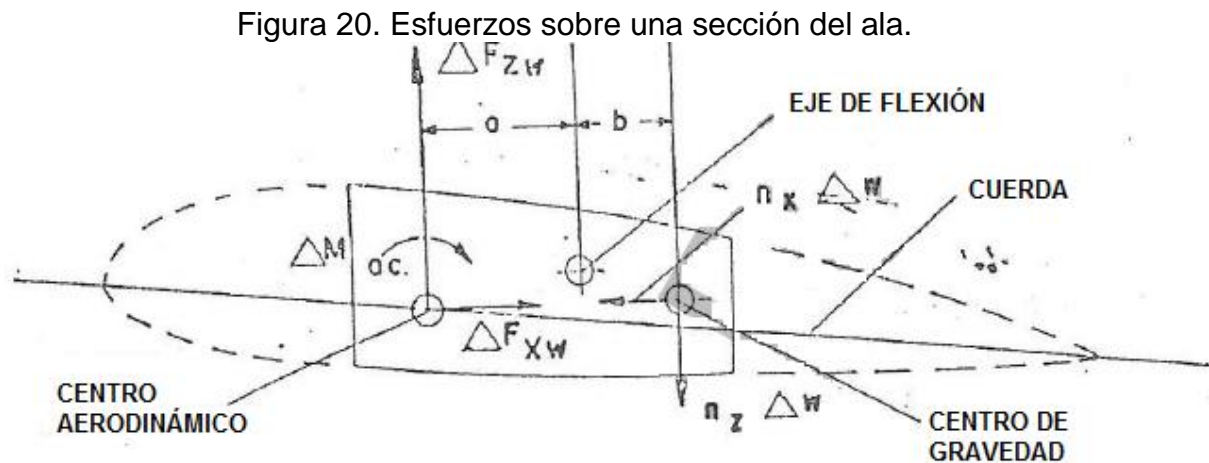
Fuente: E. L. Houghton. Aerodynamics for engineering students. EUA 2003, pág 220.

12. CARGAS DE PROYECTO PARA LAS ALAS

Para el presente capítulo se presentará procedimiento utilizado para determinar las cargas del proyecto para las alas. En las cuales abarca: esfuerzo cortante, momento de flexión resultante y el momento de torsión que resultas en los diferentes escenarios de vuelo y de aterrizaje de la aeronave.

12.1. Condiciones crítica de carga en las alas

En la Figura 20, se presenta la sección transversal de un perfil para el cual se especifican los diferentes tipos de esfuerzos que se presentan y suponiendo que se conozcan la ubicación del eje de flexión, igual que el centro de gravedad y que esté ubicado atrás del centro del eje de flexión.



Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, fig 9.3.

Los esfuerzos Aerodinámicos que actúan sobre el perfil son las comprendidas por los componentes ΔF_{ZW} y ΔF_{XW} que están aplicadas en el centro aerodinámico de la sección.

Maniobras Equilibradas.

Se considera el caso de maniobra equilibrada cuando el factor n_z es positivo, lo que quiere decir que se genera una flexión para arriba, comprimiendo la superficie extradós.

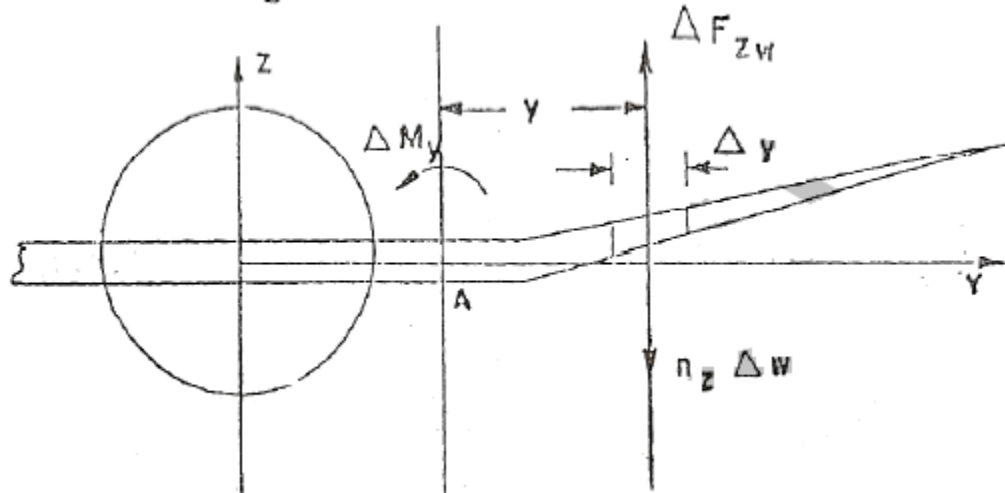
El momento de flexión producido en la sección A del ala, será la presentada en la ecuación 13, donde n_z es el factor de carga y ΔW es el peso del elemento del ala.

Ecuación 17. Momento flector que se produce en el ala.

$$\Delta M_y = Y(\Delta F_{zw} - n_z \Delta W)$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 264.

Figura 21. Esfuerzos aerodinámicos actuantes.



Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, fig 9.4.

La fuerza ΔF_{zw} es la integración de todas las fuerzas de sustentación sobre el ala y para reducir el factor de carga en el avión, el valor necesario de esta fuerza se encuentra en la ecuación 18. Donde W es el peso del avión y F_{ZT} es la carga en el empenaje horizontal

Ecuación 18. Factor de carga reducido.

$$F_{Zw} = F_{Za} - F_{ZT} = n_z W - F_{ZT}$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 7

Ecuación 19. Cargas debido a las fuerzas aerodinámicas.

$$F_z = C_z \cdot c \cdot q$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 18

Ecuación 20. Fuerzas en dirección de la cuerda.

$$F_x = C_x \cdot c \cdot q$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 18

Comparación de los Efectos de maniobra y ráfaga

Se concibe que una combinación de velocidad V y factor de carga n en el diagrama V-n de las maniobras resulta en cargas aproximadamente iguales a las cargas debido a la misma combinación de V-n del diagrama de ráfagas. Para una determinada velocidad del avión se puede seleccionar el caso más crítico basado en el mayor factor de carga.

Efectos de la Distribución de Peso.

Como el prototipo no va a contener tanques de combustible, el momento flector en la raíz del ala se va a reducir notoriamente ya que alivia las cargas de inercia. Esto ayuda a que en los momentos críticos del vuelo como son el aterrizaje, no sufra la estructura.

12.2. Distribución de los esfuerzos aerodinámicos a lo largo de la envergadura del ala

Se concede que el esfuerzo resultante y el momento aerodinámico en cualquier sección del ala dependen únicamente del coeficiente de sustentación local y de las características del perfil. Y así, se considera que el esfuerzo y el momento aerodinámico que actúan en cualquier sección son independientes de las otras secciones del ala, y por ende, de las otras características del ala.

12.3. Esfuerzos cortantes, momentos de flexión y momento de torsión, debida a las cargas aerodinámicas

12.3.1. Esfuerzos cortantes

Las dos componentes de esfuerzos son debidas a las cargas aerodinámicas, perpendicular y paralela al plano de la superficie alar, y se obtienen mediante la integración de las cargas aerodinámicas, a lo largo de la envergadura y se comienza por la punta del ala donde su valor es nulo. Para realizar el cálculo del esfuerzo cortante que se presentan a una distancia y_1 y depende de la carga aerodinámica, se expresa en las ecuaciones 21 y 22.

Ecuación 21. Esfuerzo cortante normal al plano yx del ala.

$$S_z = \int_{b/2}^{y1} F_z dy$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 19

Ecuación 22. Esfuerzo cortante parálalo al mismo.

$$S_x = \int_{b/2}^{y1} F_x dy$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 19

Con las ecuaciones 23 y 24 se sustituyen las variables en las ecuaciones anteriormente mencionadas y se obtienen las ecuaciones 19 y 20, y donde se considera la presión dinámica como constante para simplificar la ecuación e integrar $C_z \cdot c$ y $C_x \cdot c$

Ecuación 23. Esfuerzo cortante normal al plano yx del ala en función de C_z .

$$S_z = \int_{b/2}^{y1} C_z \cdot c \cdot q dy$$

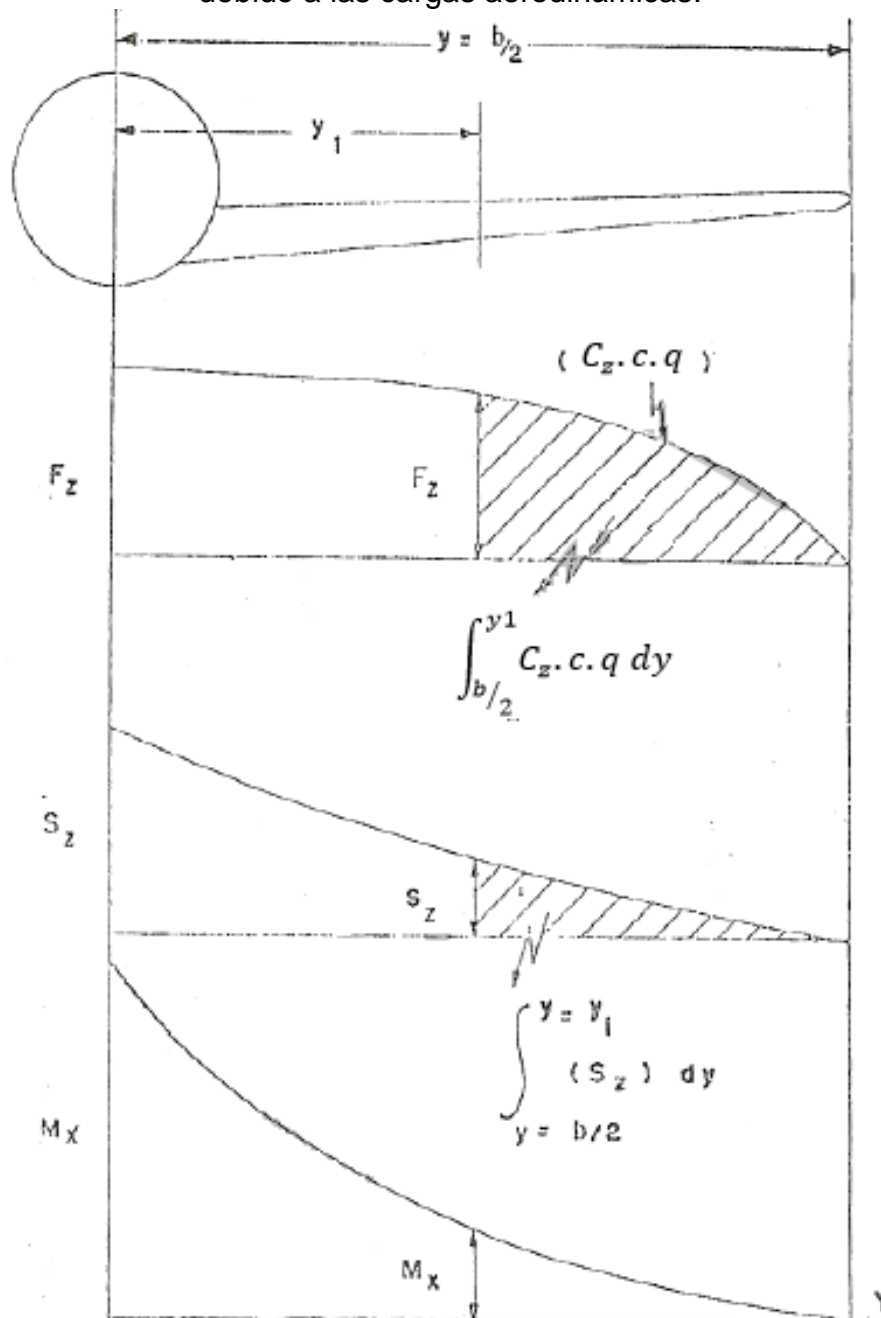
Fuente: Autores.

Ecuación 24. Esfuerzo cortante parálalo al mismo en función de C_x .

$$S_x = \int_{b/2}^{y1} C_x \cdot c \cdot q dy$$

Fuente: Autores.

Figura 22. Cargas aerodinámicas, esfuerzos cortantes y momento de flexión, debido a las cargas aerodinámicas.



Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, fig 9

12.3.2. Momento de flexión debido a las cargas aerodinámicas.

Las componentes de momento flector se obtienen integrando el esfuerzo cortante a lo largo de envergadura del ala, comenzando por las puntas donde se genera un momento nulo. Los cuales son mostrados en la ecuación 25 y ecuación 26.

Ecuación 25. Momento flector debido a la componente normal de la fuerza aerodinámica.

$$M_x = \int_{b/2}^{y1} S_z dy = \iint_{b/2}^{y1} C_z \cdot c \cdot q dy dy$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 21

Ecuación 26. Momento flector debido a la componente de esfuerzo cortante en el plano de referencia del ala.

$$M_z = \int_{y=b/2}^{y=y1} S_x dy = \iint_{b/2}^{y=y1} C_x \cdot c \cdot q dy dy$$

Fuente: Sangster, William. Estructuras de aeronaves cargas no aviao. Sao Carlos 2009, pag 21

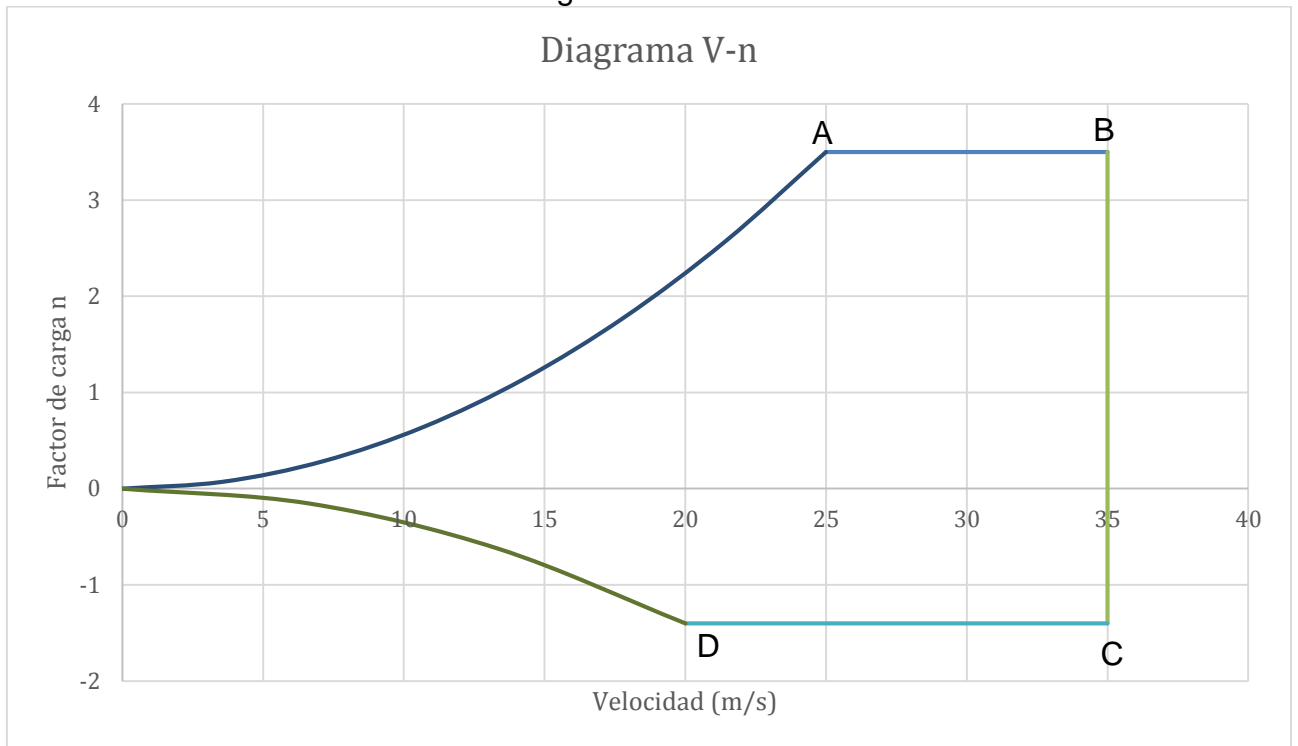
12.3.3. Diagrama V-n

Para el realizar el diagrama V-n, siendo las velocidades equivalentes representadas en el eje de las abscisas, una línea de ángulo constante, será una parábola, de manera semejante, la línea correspondiente a C_{za} máximo positivo será representada por la parábola del máximo negativo.

Los requisitos especifican los valores positivos de los factores de carga para las maniobras, representados por la línea AB, y negativos representado por la línea CD. La velocidad de pérdida, con el factor de carga máximo positivo, es dada por el punto de intersección A, y define la velocidad de maniobra como son la velocidad de crucero. Gráfica 9.

En este caso, el máximo factor de carga es aplicable hasta la velocidad de crucero y la velocidad de picada es especificada de la forma que va a permitir recuperación en los casos en los cuales se exceda la velocidad de crucero accidentalmente.

Gráfica 10. Diagrama de maniobras



Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

13. REQUISITOS PROPUESTOS INICIALES PARA EL DISEÑO CONCEPTUAL DE AQUAUAV

Para el diseño del AquaUAV se tuvieron en cuenta las pautas iniciales de operación propuestas en la tabla 9, se expresan las pautas iniciales a tener en cuenta, los performances y los parámetros técnicos para realizar la aplicación. Ya que estos parámetros son las iniciales se deben tener en cuenta las condiciones en que se operara, la misión y el impacto que este puede causar.

Tabla 10. Pautas técnicas y operativas para el despegue del AQUAUAV.

Especificación	Valor
Altura de despegue	0 (Nivel del mar)
Techo de operación	3000 m
Carga paga	1 kg
Peso total de despegue	3,8 kg
Angulo de retracción para alas	40° $\frac{C}{u}$

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; Autores.

Partiendo de la metodología planteada por Raymer se debe primero que todo definir la misión que realizara el UAV con el propósito de definir su tamaño y por ende definir sus pesos respecto a los parámetros que se exige para la aeronave en cada fase de la misión.

13.1. Perfil de misión

Se tomó como pauta el despegue ya que el modelo será impulsado por catapulta por cuestiones de configuración y disminución de peso la descripción del perfil de la misión que se va a desarrollar se muestra en la gráfica 10, partiendo de las condiciones de la tabla (Pautas técnicas y operativas para el despegue del AQUAUAV) se establecieron las distancias y tiempos de cada fase de la misión.

La aeronave cuenta con dos baterías conectadas en paralelo para aumentar el tiempo de carga, esta batería se utiliza para la energización del motor, el control de las superficies, los servo actuadores que se utilizaran para el cambio de hélice y abrir o cerrar las compuertas para salvaguardar el sistema del agua cuando está dentro del fluido; la aeronave va a ser lanzada por la catapulta mientras se acelera a máxima potencia

El perfil de vuelo fue desarrollado por los autores teniendo en cuenta la misión a realizar para el diseño, esta misión se puede observar en la gráfica 10.

13.2. Peso máximo de despegue

Ecuación 27. Estimación de pesos.

$$W_0 = W_{pasajeros} + w_{carga\ paga} + W_{combustible} + W_{vacío}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 12

Dadas las circunstancias se desprecian los pasajeros, entonces la ecuación queda:

Ecuación 28. Estimación de pesos sin pasajeros.

$$W_0 = w_{carga\ paga} + W_{combustible} + W_{vacío}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 12

13.3. Estimación de peso del combustible

Para este diseño ya que no se utilizara un motor a combustión se tendrá que considerar el peso de la batería a lo largo de las diversas fases de la misión, para este caso se utilizaran dos batería Turnigy nano-tech 5000mah 4S 25~50C Lipo Pack con un peso neto de 523g cada una.

$$W_{combustible} = W_{bateria} = 1046g$$

13.4. Carga paga de la aeronave

Tabla 11. Descripción de elementos de la carga paga.

$W_{carga\ paga} (Kg)$	Peso
W_{motor}^{19}	320 g
$W_{control\ de\ velocidad}^{20}$	84 g
W_{helice}^{21}	11,8 g
$W_{servo-mecanismos}^{22}$	355g
$W_{receptor}^{23}$	9.7 g
$W_{mecanismo\ retractil\ de\ helice}$	360 g
$W_{sensores}$	600 g
TOTAL	1740.5 g

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

13.5. Determinación de peso en vacío

Para obtener el peso en vacío se despeja W_{vacio} de la ecuación 29.

Ecuación 29. Peso en vacío.

$$W_{vacio} = W_0 - w_{carga\ paga} - W_{bateria}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 15

Se asume que W_0 para el peso final de la aeronave es aproximadamente 3,8 kg, por lo tanto $W_{empty} = 1013.5\ g$, por lo tanto la relación de peso es $\frac{W_{empty}}{W_0} = 0.2667$.

¹⁹ AXI 4120/14 GOLD LINE

²⁰ HobbyKing YEP 80A HV (4~12S) Brushless Speed Controller (OPTO))

²¹ 12x6 Carbon Fiber Folding Props

²² WATERPROOF CORELESS DIGITAL SERVO .10/208.3 ALUM CASE - SAVSW1211SG

²³ OrangeRx Futaba FASST Compatible 8Ch 2.4Ghz Receiver

Luego de la obtención de la relación de peso se puede obtener el valor de W_0 el cual es determinado por la ecuación 3.4 del libro de Raymer sabiendo que para este caso no habrá tripulación.

Ecuación 30. Peso total de despegue.

$$W_0 = \frac{W_{pasajeros} + W_{carga\ paga}}{1 - \left(\frac{W_{bateria}}{W_0}\right) - \left(\frac{W_{vacio}}{W_0}\right)}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 12

Lo calculado anteriormente sugiere que el peso de despegue (W_0) más acorde para la aeronave es de 3800 g, teniendo en cuenta que el peso de la batería $W_{bateria} = 1046\text{ g}$.

Ecuación 31. Tiempo de duración de la batería.

$$t_{bateria} = \frac{\left(\frac{3,6}{\text{Consumo de amperios motor} / \text{Capacidad Bateria mAh}} \right)}{60s}$$

Fuente: Disponible en <http://www.clubalarc.com/post/Calcular-bateria-aeromodelo.aspx> formula 31 octubre 2016

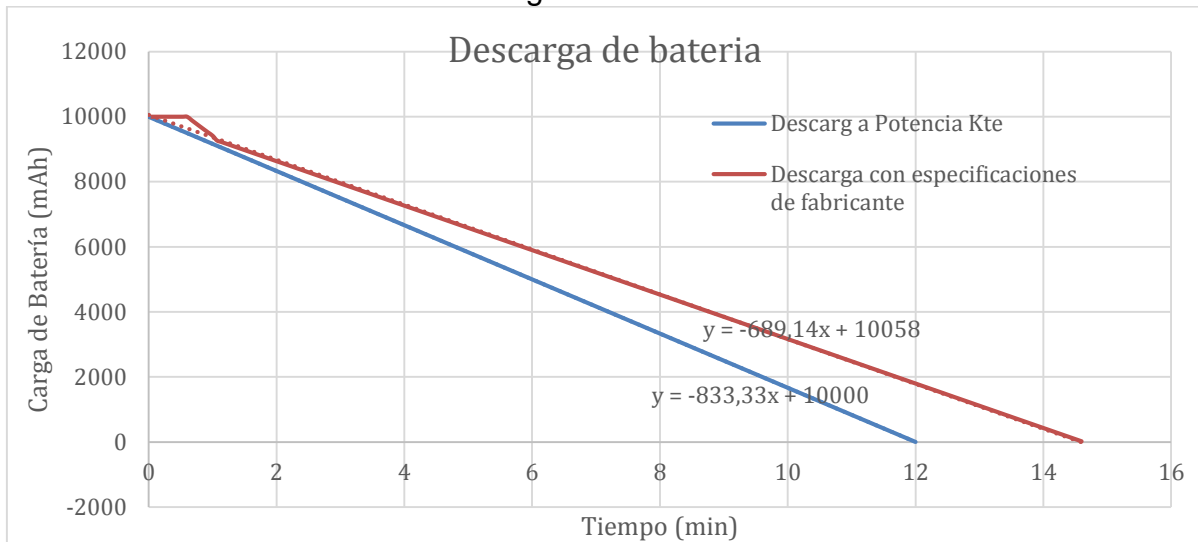
$$t_{bateria} = \frac{\left(\frac{3,6}{40A / 10000\text{ mAh}} \right)}{60s}$$

$$t_{bateria} = 15\text{ min}$$

Suponiendo que la descarga es constante a 40A se obtiene un tiempo de 15 minutos de uso.

Con las especificaciones que da el fabricante se debe tener en cuenta que el motor solo va consumir 50A por un periodo de 60 segundos, luego de este tiempo la eficiencia del motor decae exponencialmente el 82%

Grafica 11. Descarga de batería en 15 minutos.



Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Tabla 12. Descarga por minutos de la batería.

Tiempo (min)	Descarga Potencia Kte (mAh)	Descarga con especificaciones del fabricante (mAh)
0	10000	10000
0,733	9388,9	9801
1,467	8777,8	8997,8
2,200	8166,7	8496,7
2,933	7555,6	7995,6
3,667	6944,4	7494,4
4,400	6333,3	6993,3
5,133	5722,2	6492,2
5,867	5111,1	5991,1
6,600	4500,0	5490,0
7,333	3888,9	4988,9
8,067	3277,8	4487,8
8,800	2666,7	3986,7
9,533	2055,6	3485,6
10,267	1444,4	2984,4
11,000	833,3	2483,3
11,733	222,2	1982,2
12,467	0,0	1481,1
13,200	0,0	980,0
13,933	0,0	478,9
14,6	0,0	23,33333333

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

13.6. Datos de requeridos para el diseño

Luego de haber obtenido los valores de estimación de pesos se procede a iniciar el diseño, sabiendo que restricciones que se deberán tener en cuenta a lo largo de la misión en función de los requerimientos dados para este diseño.

Se tendrán en cuenta datos iniciales referentes a los antecedes y de aeronaves que bibliográficas con los cuales se estimaran de las referencias por lo que se tendrán unos

Tabla 13. Parámetros iniciales para diseño.

VARIABLE	SIMBOLOGÍA	VALOR	UNIDAD
Envergadura	b	1,58	m
Cuerda raíz	C_r	0,1526	m
Cuerda punta	C_t	0,1	m
Área alar	S	0,199	m^2
Peso max de despegue	W	37,278	N
Carga alar	$\frac{W}{S}$	187,326	$\frac{N}{m^2}$
Relación de aspecto	$\frac{b^2}{S}$	12.54	
Relación cónica	$\frac{C_t}{C_r}$	0.65	
Presión estática	P_s	101,325	Pa
Constante de gas "aire"	R	287,9	$\frac{J}{kg^{\circ}K}$
Temperatura	T	15 288,150	$^{\circ}C$ $^{\circ}K$
Viscosidad dinámica	μ	$1,7935 * 10^{-5}$	$\frac{N * s}{m^2}$

Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Se calculan los datos iniciales con los parámetros iniciales como densidad, Reynolds, Drag, Lift entre otros.

Ecuación 32. Ecuación de estado para hallar densidad.

$$\rho = \frac{P_s}{RT_{\infty}}$$

Fuente: Cengel. Yunus. Termodinámica. España, 2012. Pág 133

$$\rho = \frac{101325}{287,9 * 288,15} = 1,225 \frac{kg}{m^3}$$

El cálculo de Reynolds con la ecuación 4 se obtiene:

$$Re = 476554,2236$$

13.7. DRAG

Ecuación 33. Drag.

$$D = C_{D0}qS$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 126

Dónde: q es la presión dinámica, S la superficie alar y C_{D0} es el coeficiente de Drag parasito.

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

Antes de hallar el drag se debe hallar el coeficiente de drag polar o total que está compuesto por:

$$(Drag\ total) = (Drag\ parasito) + (Friccion\ de\ la\ onda) + (Drag\ inducido)$$

Ecuación 34. Coeficiente de drag

$$C_D = C_{D,e} + C_{D,w} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 129

Para el drag total no se tendrá en cuenta la sección de fricción de la onda ya que para efectos de este trabajo se maneja una aeronave a perfil subsónico, por lo tanto queda así:

Ecuación 35. Resistencia Polar.

$$C_D = C_{D0} + D_i$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 130

Ecuación 36. Coeficiente de resistencia total en función de coeficiente de sustentación

$$C_D = C_{D,0} + KC_L^2$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág.

13.8. Calculo del coeficiente de resistencia parasita (C_{D0})

Ecuación 37. Coeficiente de resistencia parasita.

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 280

El coeficiente de resistencia parasita total se asume de Andrade Ángel ya que es el más cercano al diseño propuesto.

$$C_{D0} = 0,017$$

Fuente: Andrade, Ángel. Diseño de un avión ultraliviano con base en las normas técnicas JAR-FAR y el reglamento aéreo colombiano. Colombia 2014, pag.141

13.9. Calculo del coeficiente de arrastre inducido (C_{Di})

Ecuación 38. Coeficiente de arrastre inducido.

$$C_{Di} \equiv \frac{D_i}{q_{\infty} S}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 109

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Ecuación 39. Eficiencia de Oswald.

$$e = \frac{1}{1 + \delta}$$

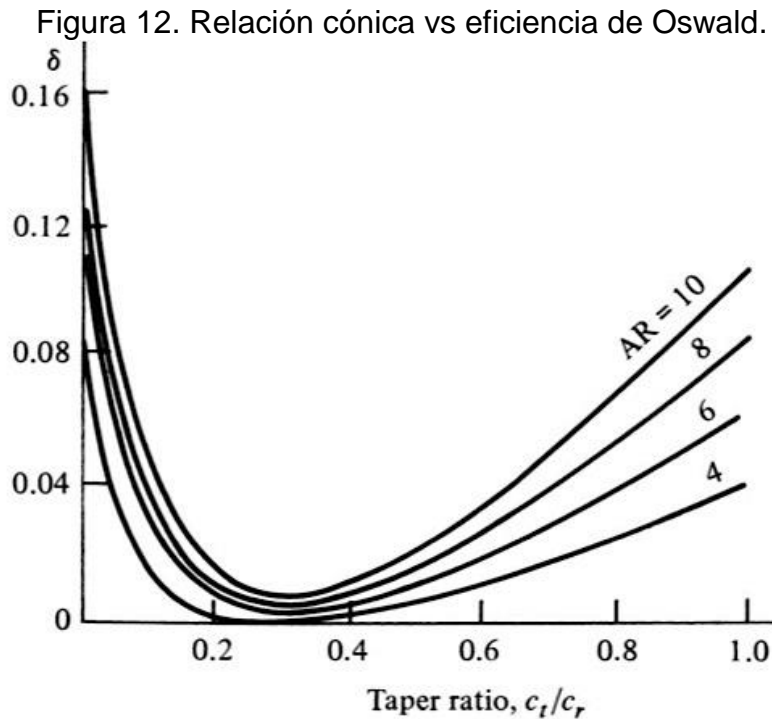
Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 109

Ecuación 40. Constante de arrastre inducido.

$$K = \frac{1}{\pi * e * AR}$$

Fuente: Leland, Nicolai. Fundamentals of aircraft and airship design. EUA. 2010, pág. 130

El δ está en función la relación de aspecto y la relación cónica C_t/C_r , en el cual para este caso se obtiene un valor de 0,65.



Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA 1998, pag. 110

Acorde a estas relaciones se puede observar en la anterior figura 12 que δ es de 0,078 por lo tanto en el cálculo de eficiencia de Oswald es de:

$$e = 0,9276$$

Tomando el dato del programa XFLR5 el coeficiente máximo de LIFT para el perfil eppler 212 para un ala finita es de 2,06 se obtienen los valores para el coeficiente de arrastre inducido y constate de arrastre inducido.

$$C_{Di} = 0,11725$$

$$K = 0,02736$$

Efectivamente luego de obtener estos resultados se pudo calcular el coeficiente de drag total

$$C_D = 0,017 + 0,11725$$

$$C_D = 0,13425$$

Obtenidos los valores faltantes se procede a remplazar y calcular el drag

$$D = \frac{1}{2} \left(1,225 \frac{kg}{m^3} \right) \left(25 \frac{m}{s} \right)^2 (0,199m^2)(0,13425)$$

$$D = 10,227N$$

13.10. Calculo de lift

Ecuación 41. Fuerza de sustentación.

$$W = L = qSC_L \cong qSC_l$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 41

Despejando C_l

Ecuación 42. Coeficiente sustentación.

$$C_l = \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right)$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 41

Ecuación 43. Presión dinámica.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 38

Reemplazando el valor obtenidos en las ecuaciones 42 y 43 se procede a calcular el valor del LIFT por medio de la ecuación 35 obteniendo así los siguientes valores

$$q = \frac{1}{2} 1,225 * 25^2 = 382,8125 \frac{kg}{m * s}$$

$$C_l = 0,4893$$

$$L = 37.2747N$$

13.11. Velocidad máxima

Para determinar la velocidad máxima se deben realizar unos cálculos primero como:

Ecuación 44. Rendimiento aerodinámico máximo.

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 152

Donde K , es la contribución de la resistencia inducida viscosa, C_{d0} , es el coeficiente de arrastre parásito.

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{0,02736 * 0,017}}$$

$$E_{max} = 23.1839$$

Ecuación 45. Empuje adimensional.

$$Z = \frac{T}{W} E_{max}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 153

Donde T , es la fuerza de tracción, W , es el peso total de la aeronave y E_{max} es rendimiento aerodinámico máximo. Para calcular el empuje se analizó por medio de la segunda ley de Newton

Ecuación 46. Segunda ley de Newton.

$$T = F = ma$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Sabiendo que la rata de cambio para el momento, teniendo en cuenta que la masa para este caso se toma constante por lo tanto:

Ecuación 47. Segunda ley de Newton, donde se mantiene constante la masa.

$$F = \frac{d(mv)}{dt} = \frac{mdv}{dt} = ma$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Se debe considerar un segundo acercamiento donde la rata de flujo másico el cual la masa es la derivada con respecto al tiempo por lo siguiente se obtiene:

Ecuación 48. Segunda ley de Newton, donde se mantiene constante la velocidad.

$$F = \frac{d(mv)}{dt} = \left(\frac{dm}{dt}\right)v = \dot{m}v$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Por lo tanto el empuje de la hélice del UAV en estado estacionario:

Ecuación 49. Empuje teórico estático.

$$F = \dot{m}V_e$$

Donde \dot{m} , es el flujo másico y V_e es la velocidad de viento relativo en la entrada.

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Ecuación 50. Empuje teórico dinámico.

$$F = \dot{m}\Delta V = \dot{m}(V_e - V_{ac})$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Donde \dot{m} , es el flujo másico, V_e , es la velocidad de viento relativo en la entrada y V_{ac} , es la velocidad del flujo a la salida.

Ecuación 51. Flujo másico (izquierda) y empuje (derecho).

$$\dot{m} = \rho AV_e \rightarrow F = \rho AV_e(V_e - V_{ac}) = \rho AV_e^2 - \rho AV_e V_{ac}$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Ecuación 52. Empuje teórico dinámico de la hélice factorizando y sustituyendo el área.

$$F = \rho \frac{\pi d^2}{4} (V_e^2 - V_e V_{ac})$$

Fuente: Staples, Gabriel. Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation. Disponible en: <http://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html> 25 noviembre 2016

Calculo teórico final del empuje estático reemplazando los valores:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2$$

$$F = 55,02N$$

Entonces reemplazando los valores en la ecuación 45, se tendrá:

$$Z = 34.218$$

13.12. Velocidad requerida

Ecuación 53. Velocidad requerida.

$$V_R = \sqrt{\frac{2}{\rho_{SL}} \cdot \frac{W}{S}} \cdot \sqrt[4]{\frac{k}{C_{D0}}}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 150

$$V_R = \sqrt{\frac{2}{1,224} \cdot \frac{37,278}{0,199}} \cdot \sqrt[4]{\frac{0,02736}{0,017}} = 19,7 \frac{m}{s}$$

Ecuación 54. Velocidad máxima.

$$V_{max} = \sqrt{Z + \sqrt{Z^2 - 1}} \cdot V_R$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 150

$$V_{max} = \sqrt{34,218 + \sqrt{34,218^2 - 1}} \cdot 19,7 = 162,95 \frac{m}{s}$$

13.13. Velocidad mínima

Ecuación 55. Velocidad mínima.

$$V_{min} = \sqrt{Z - \sqrt{Z^2 - 1}} \cdot V_R$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 151

$$V_{min} = \sqrt{34,218 - \sqrt{34,218^2 - 1}} \cdot 19,7 = 2,38 \frac{m}{s}$$

13.14. Velocidad de pérdida

Ecuación 56. Velocidad de pérdida.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_L$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 151

Sabiendo que $L = W(Peso)$ para el despegue se debe tener en cuenta que el coeficiente de sustentación será el máximo $C_{L\ max}$

Ecuación 57. Peso para fase de despegue.

$$W = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_{L\ max}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 152

Despejando la velocidad de pérdida de la ecuación anterior se obtiene:

Ecuación 58. Velocidad stall.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * C_{L\ max}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L\ max}}} \left(\frac{W}{S} \right)$$

Fuente: Isidoro, Aníbal. Aerodinámica y actuaciones del avión. 2004, pág. 87

$C_{l\ max}$ para el perfil epler 212 se tomó del programa XFLR5 a 19° es de 2,07

$$V_{stall} = 12,15 \frac{m}{s}$$

En consideración se puede decir que:

$$V_{min} < V_{stall}$$

Por lo tanto se tomó:

$$V_{stall} = V_{min}$$

13.15. Techo de operación

Ecuación 59. Techo de operación.

$$Z = \frac{T}{W} E_{max} = 1$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 154

Ecuación 60. Empuje máximo en el techo de operación.

$$T = \frac{(1)W}{E_{max}}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 154

$$T = 1,6079 \text{ N}$$

Ecuación 61. Empuje a altura de 3000 m.

$$T_h = T_{SML} \cdot \tau = T_{SL} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_{SL}}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 155

$$\rho_h = \frac{T_h \cdot \rho_{SML}}{T_{SML}}$$

$$\rho_h = \frac{40,83 \text{ N} \cdot 1,255 \frac{kg}{m^3}}{55,02}$$

$$\rho_h = 0,9313 \frac{kg}{m^3}$$

Interpolando de las tablas ISO se obtiene el resultado de: 2765 m.

13.16. Velocidad a mínima potencia

Ecuación 62. Velocidad a mínima potencia.

$$V_{mp} = \sqrt[4]{\frac{1}{3}} \cdot V_R$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 156

$$V_{mp} = 14,97 \frac{m}{s}$$

13.17. Coeficiente lift mínimo

Ecuación 63. Coeficiente de lift mínimo.

$$C_{lmin} = \frac{W}{q_{\infty} S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{mp}^2 S}$$

Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 156

$$C_{lmin} = 1.36$$

13.18. Potencia mínima requerida

Ecuación 64. Potencia mínima requerida.

$$P_{Rmin} = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho S} \left(\frac{C_D^2}{C_l^3} \right)_{min}}$$

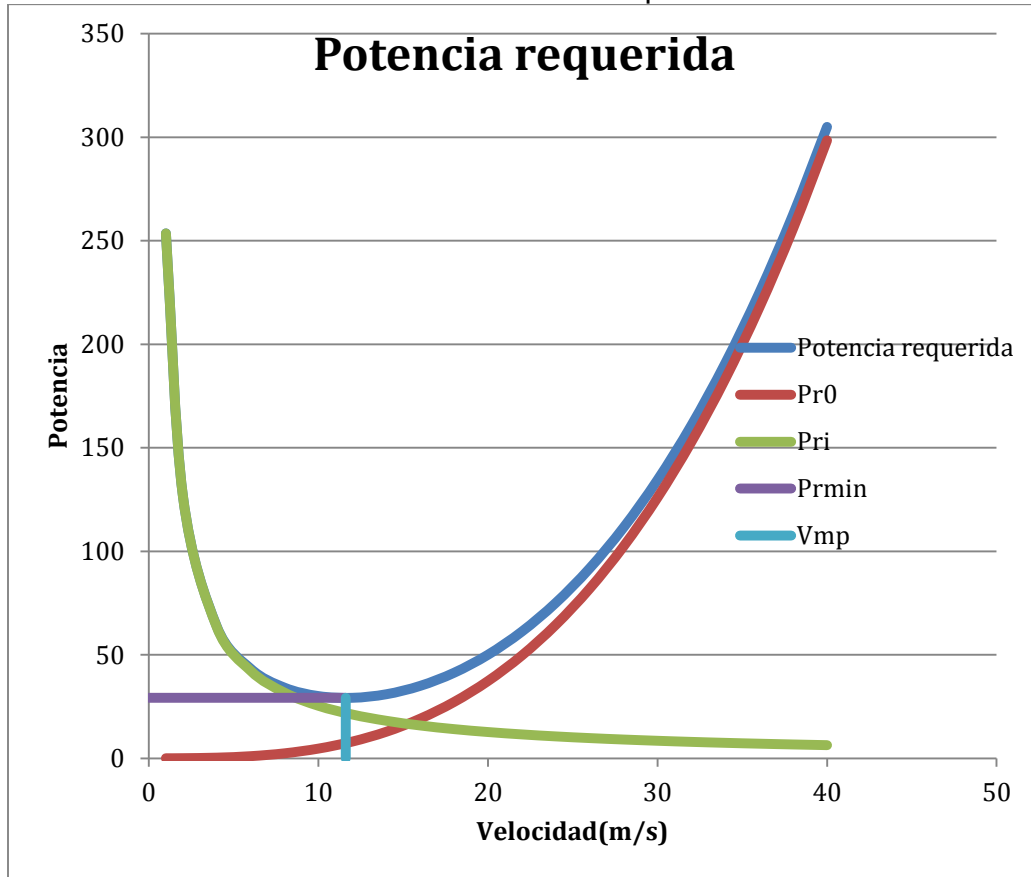
Fuente: Anderson, John. Aircraft performance and design. EUA. 1998, pág. 156

Usando la ecuación 30, para determinar el coeficiente de Drag minimo para el caso, usando $C_{lmin} = 1.36$

$$C_{Dmin} = 0,13668$$

$$P_{Rmin} = 56,18 Watt$$

Grafica 12. Potencia requerida.



Fuente: Bogotá, Colombia: 2016; autores.

13.19. Longitud de fuselaje

Acorde a la tabla 14 se calcula la longitud del fuselaje con los coeficientes dados por Raymer

Tabla 14. Valores para la longitud del fuselaje de un planeador.

	<i>a</i>	<i>c</i>
Planeador con motor	0.71	0.48

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 110

La ecuación dada es:

Ecuación 65. Longitud de fuselaje.

$$Longitud = aW_0^c$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 110

Donde W_0 es el peso total de la aeronave.

$$Length = 1.35 m$$

$$Length_{50\%} = 0.675 m$$

13.20. Coeficientes de volumen para los estabilizadores

Ecuación 66. Coeficiente para volumen de estabilizador vertical.

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_W S_W}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 111

Donde L_{VT} es la longitud del estabilizador vertical, S_{VT} es el área del estabilizador vertical.

Ecuación 67. Coeficiente para volumen de estabilizador horizontal.

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{C}_W S_W}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag 110

Tabla 15. Coeficientes de Volumen de empenaje.

	Horizontal C_{HT}	Vertical C_{VT}
Aviación casera en materiales compuestos	0.7	0.04

Fuente: Raymer, Bogotá: 2016; Autores

Ecuación 68. Area del estabilizador vertical.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_W S_W}{L_{VT}}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pag. 112

Para efecto de cálculos se toma L_{VT} al 60% por lo cual al reemplazar los valores se obtiene:

$$S_{VT} = \frac{0.04 \cdot 1.35m \cdot 0.199m^2}{0.675m}$$

$$S_{VT} = 0.016m^2$$

Ecuación 69. Área del estabilizador horizontal.

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_W S_W}{L_{HT}}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 112

$$S_{HT} = \frac{0.7 \cdot 0.128m \cdot 0.199m^2}{0.675m}$$

$$S_{HT} = 0.0264m^2$$

Para efectos de cálculos se toma los coeficientes de la tabla 16 para calcular las dimensiones de los estabilizadores

Tabla 16: Relación de aspecto para coeficientes del estabilizador.

Tipo de aeronave	Estabilizador horizontal		Estabilizador vertical	
	A	λ	A	λ
Combate	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Planeador	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Otros	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
Estabilizador en T			0.7-1.2	0.6-1.0

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 76

Se toman los coeficientes de planeador para el estabilizador vertical de, $A = 2$ y $\lambda = 0.6$

Ecuación 70. Envergadura del estabilizador vertical.

$$b = \sqrt{A_{VT} * S_{VT}}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 139

$$b = \sqrt{2 * 0.016}$$

$$b_{VT} = 0.179 m$$

Ecuación 71. Cuerda de raíz estabilizador vertical

$$C_{raiz_{VT}} = \frac{2 \cdot S_{VT}}{b \cdot (1 + \lambda_{VT})}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 139

$$C_{raiz_{VT}} = 0.11 m$$

Ecuacion 72. Cuerda de punta estabilizador vertical.

$$C_{punta_{VT}} = \lambda_{VT} \cdot C_{root}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 139

$$C_{punta_{VT}} = 0.66 m$$

Ecuación 73. Cuerda media aerodinámica estabilizador vertical.

$$C_{VT} = \frac{2}{3} \cdot C_{root} \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 140

$$C_{VT} = 0.0898 m$$

Ecuacion 74. Distancia para ubicar la cuerda media aerodinámica.

$$Y_{VT} = \frac{b_{VT}}{6} \cdot \left(\frac{1 + 2 + \lambda}{1 + \lambda} \right)$$

Fuente: Raymer, Daniel. Aircraft Design: A conceptual approach. EUA. 1992, pág. 140

$$Y_{VT} = 0.0671 m$$

Se toman los coeficientes para el estabilizador horizontal de, $A = 6$ y $\lambda = 0.50$ y se remplazan los valores de las ecuaciones pero esta vez para el estabilizador horizontal obteniendo así los siguientes valores:

$$b_{HT} = 0.40 m$$

$$C_{raiz_{HT}} = 0.08 m$$

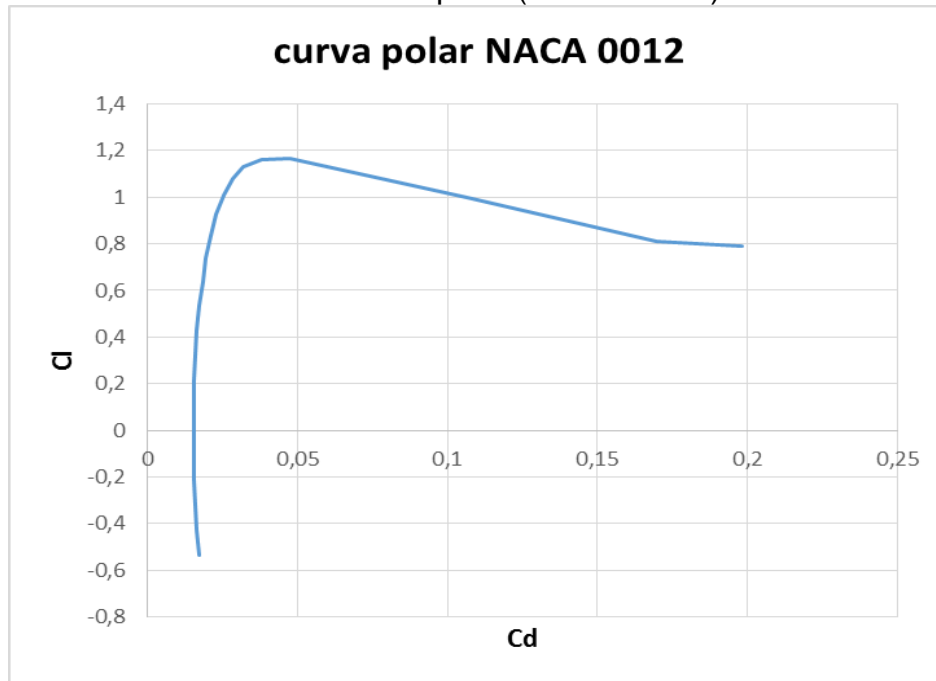
$$C_{punta_{HT}} = 0.04 \text{ m}$$

$$C_{HT} = 0.0622 \text{ m}$$

$$Y_{HT} = 0.1555 \text{ m}$$

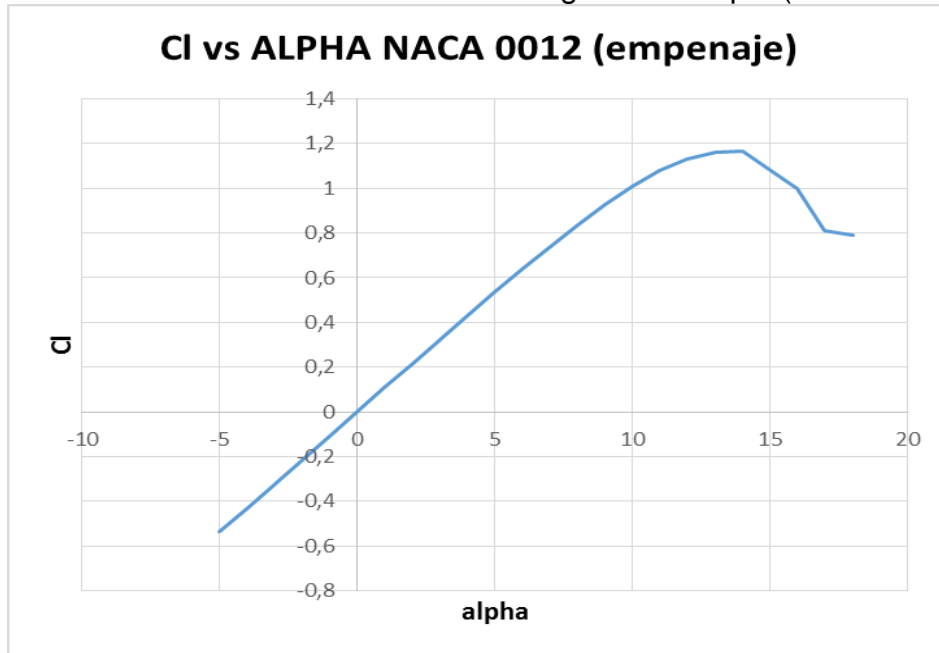
Para el caso de los estabilizadores se hace el análisis del perfil NACA 0012 tanto para el vertical como el horizontal.

Grafica 13. Curva polar (Estabilizador)-2D.



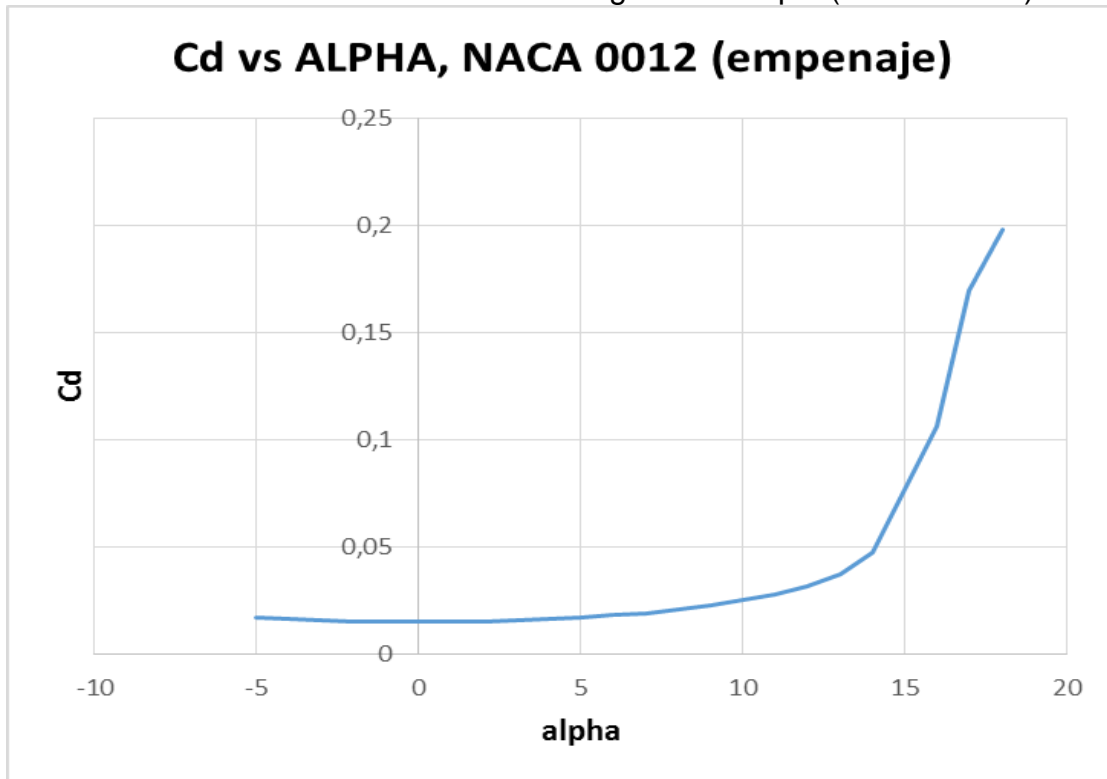
Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

Grafica 14. Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque (Estabilizador)-2D.



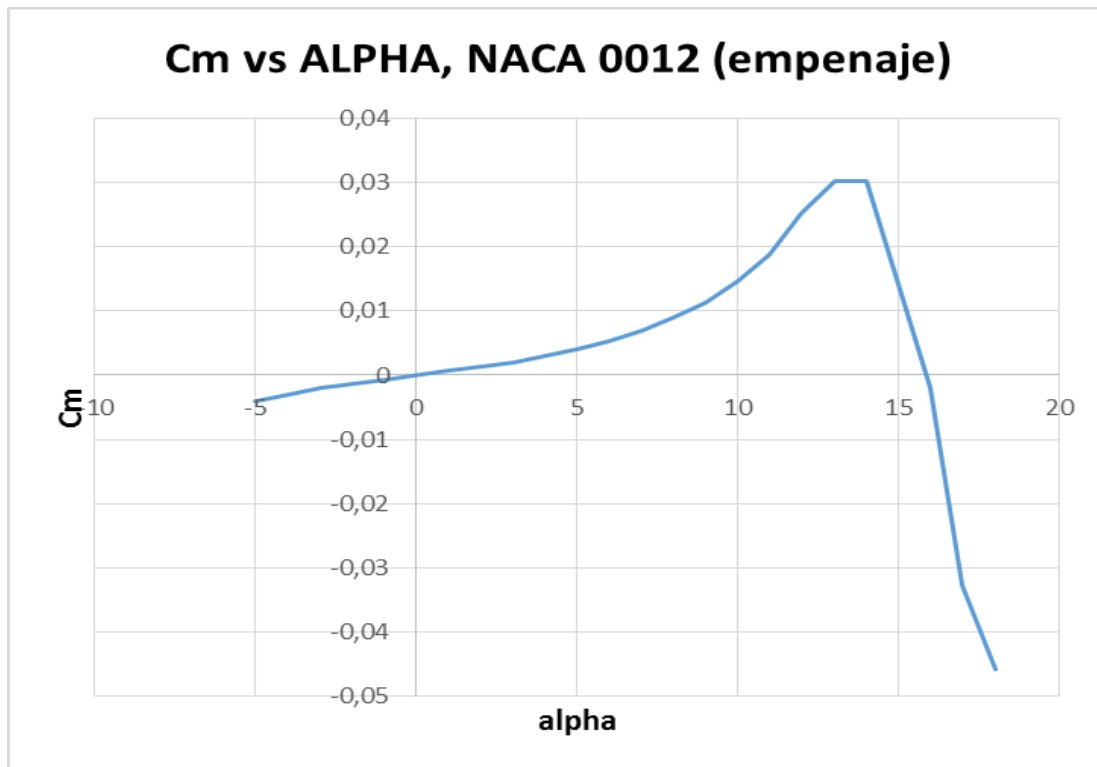
Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

Grafica 15. Coeficiente de arrastre Vs ángulo de ataque (Estabilizador)-2D.



Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

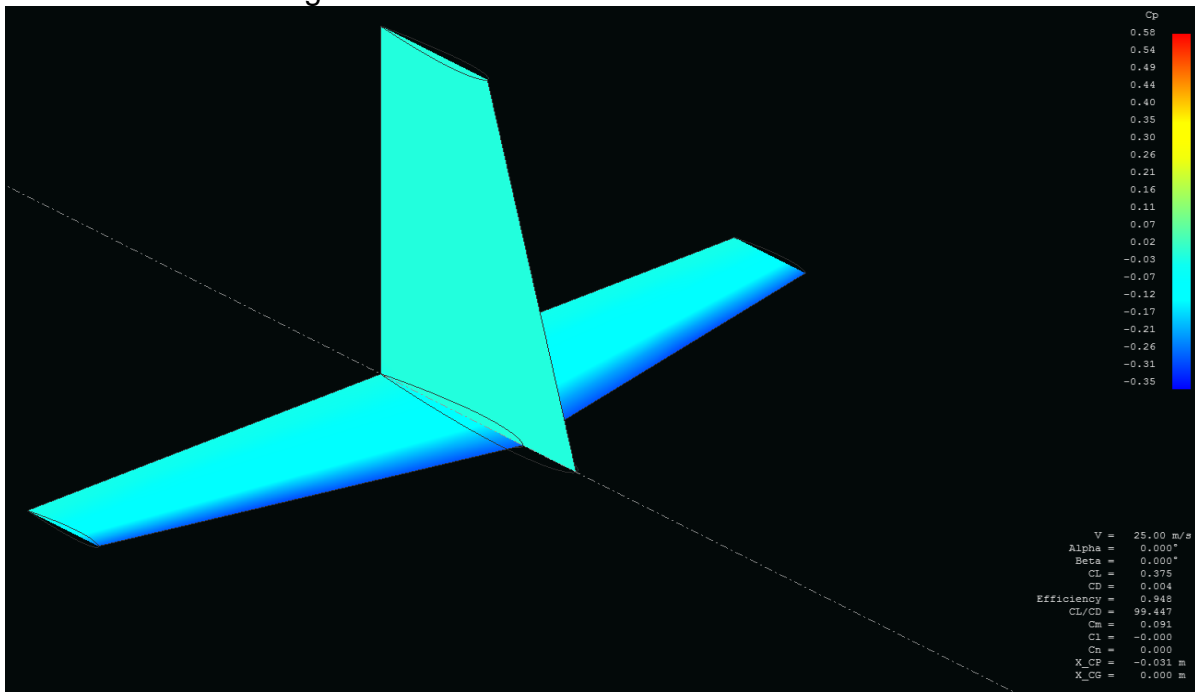
Grafica 16. Coeficiente de momento Vs ángulo de ataque (Estabilizador)-2D.



Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

Como es evidente en la gráfica 16 se requiere un perfil que no genere sustentación para un ángulo de incidencia cero, ya que la sustentación generada por el ala es suficiente para el vuelo de la aeronave y si a cero grados en el estabilizador se tuviera una fuerza de sustentación, esta fuerza generaría un momento desestabilizante en la aeronave y se requiere que la fuerza que ejerce el estabilizador sea contraria a la sustentación (Down Force) para que contrarreste el momento generado por la fuerza de sustentación del ala y el momento mismo del fuselaje.

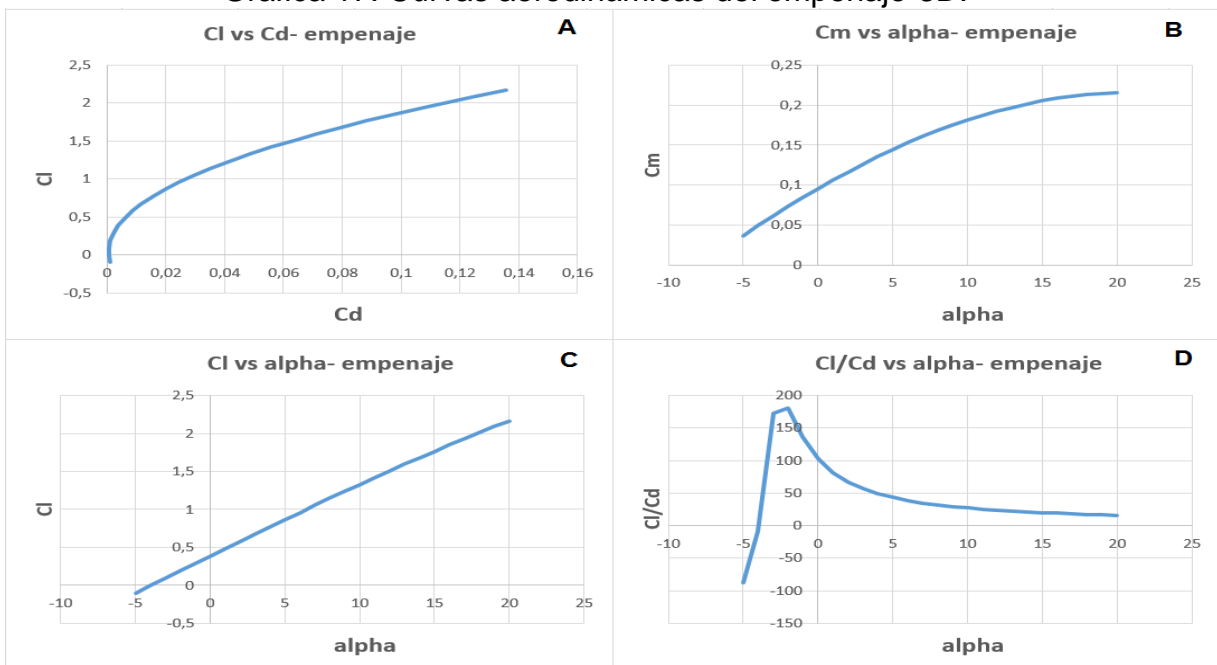
Figura 24. Estabilizador simulado en XFLR5.



Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

Con una envergadura vertical de 175 mm y horizontal de 350 mm el estabilizador en general con esta configuración fue dimensionado y analizado por el método de paneles en el software gratuito XFLR5 y se obtuvieron las siguientes curvas aerodinámicas.

Grafica 17. Curvas aerodinámicas del empenaje-3D.



Fuente: XFLR5, Bogotá: 2016; Autores.

Se observa en la gráfica 17 D que el ángulo óptimo la máxima eficiencia aerodinámica es de -2 grados lo cual es posible contrarrestarse con el comportamiento del ala, la sustentación y el arrastre es casi nulo en ese ángulo de incidencia en descenso. De la gráfica de coeficiente de momento se observa un comportamiento estable de la aeronave hasta 15 grados de incidencia, particularmente el comportamiento del estabilizador en general se observa proporcional con el del ala, teniendo en cuenta que durante el vuelo la aeronave no va alcanzar 12 a 13 grados.

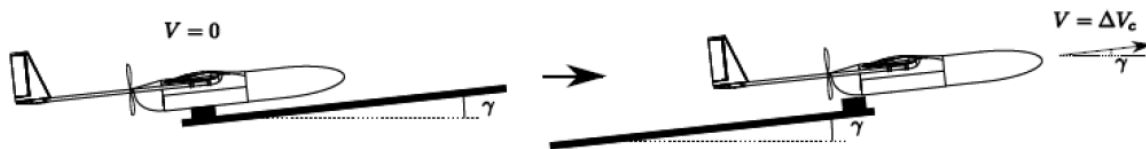
En la misión de vuelo se contempla que para iniciar su operación se tendrá como sistema de despegue una catapulta, el cual se desplazara junto a la aeronave a los lugares próximo donde se va realizar las actividades de toma de datos.

13.21. Catapulta

El diseño de la catapulta se basó en la problemática desarrollada por parte de la Escuela Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla, en el cual se permite calcular la aceleración mínima que tiene que generar la catapulta, para que al momento de la eyección, la aeronave consiga un vuelo recto y nivelado, a una velocidad constante con el empuje que genera el motor para realizar el incremento de velocidad.

En la Figura 25, se muestra el esquema del sistema de lanzamiento como sistema de despegue del aeromodelo.

Figura 25. Sistema de lanzamiento para el inicio del vuelo.



Fuente: ESI-US, Sevilla, España: 2014.

Por medio de la Ecuación 75, se propone el incremento mínimo de velocidad, el cual es igual a la velocidad de pérdida de la aeronave.

Ecuación 75. Incremento de velocidad mínimo.

$$\Delta V_{min} = V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} = 15,6739 \text{ m/s}$$

Fuente: ESI-US, Sevilla, España: 2014.

Para que el modelo salga con un comportamiento recto y nivelado, se debe cumplir la condición de que el empuje debe ser mayor a la fuerza de arrastre, para lo cual, se hace necesaria la ecuación 76.

Ecuación 76. Empuje requerido para la eyección.

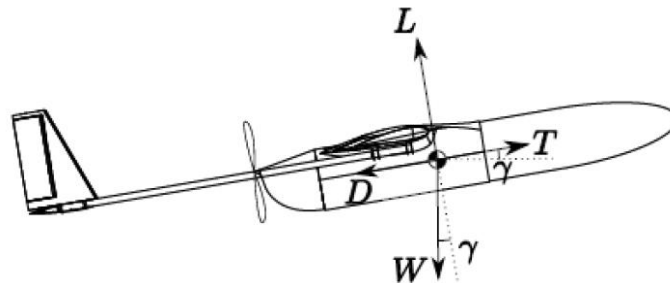
$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 S (C_{D0} + k C_{Lmax}^2) = 117,0213 \text{ N}$$

Fuente: ESI-US, Sevilla, España: 2014.

A continuación se calculan el coeficiente de lift y el empuje y obtener un valor para el ángulo γ (gamma) en el cual debe tener la catapulta en el momento del despegue sin que la fuerza de empuje generada por la hélice no sea sobrepasada.

Las ecuaciones que se realizan para este cálculo son las del movimiento de una aeronave durante un vuelo de ascenso con velocidad y ángulo constante. En la figura 26, se ilustran las fuerzas que actúan sobre la aeronave y como son afectadas por un ángulo debido al cabeceo.

Figura 26. Esquemas de fuerzas en ascenso.



Fuente: ESI-US, Sevilla, España: 2014.

Conociendo la velocidad y el ángulo de descenso, se puede determinar el coeficiente de sustentación mediante la ecuación 71.

Ecuación 77. Coeficiente de sustentación para la salida en la catapulta.

$$C_L = \frac{2W \cos \gamma}{\rho S V^2}$$

Fuente: ESI-US, Sevilla, España.

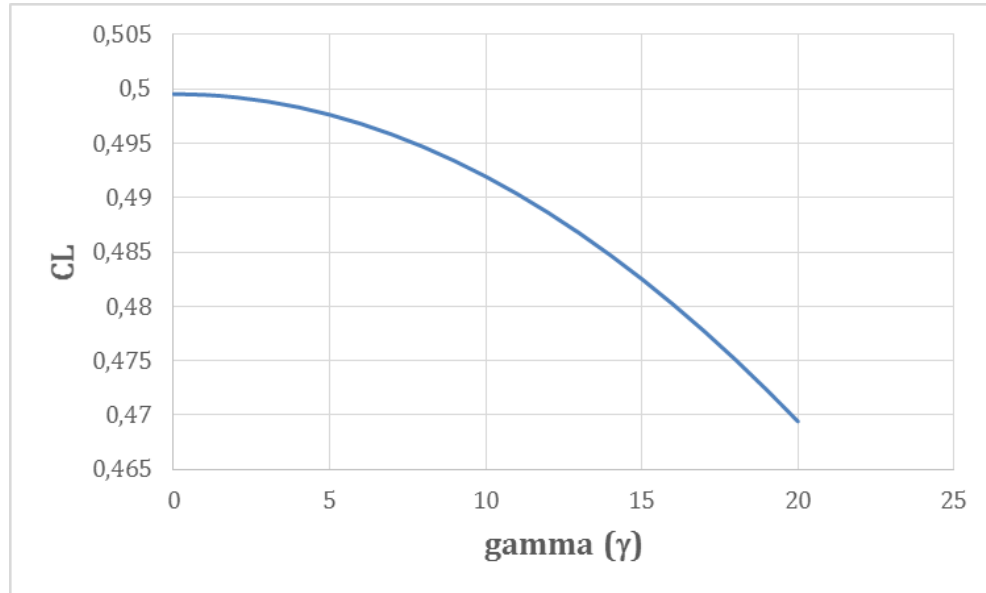
Hallando el coeficiente de sustentación, se prosigue a calcular el empuje necesario. Se usa la ecuación 77 y se le agrega el término $W_{sen}(\gamma)$ y se obtiene la ecuación 78.

Ecuación 78. Empuje para catapulta.

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 S (C_{D0} + k C_{Lmax}^2) + W \sin(\gamma)$$

Fuente: ESI-US Sevilla, España: 2014.

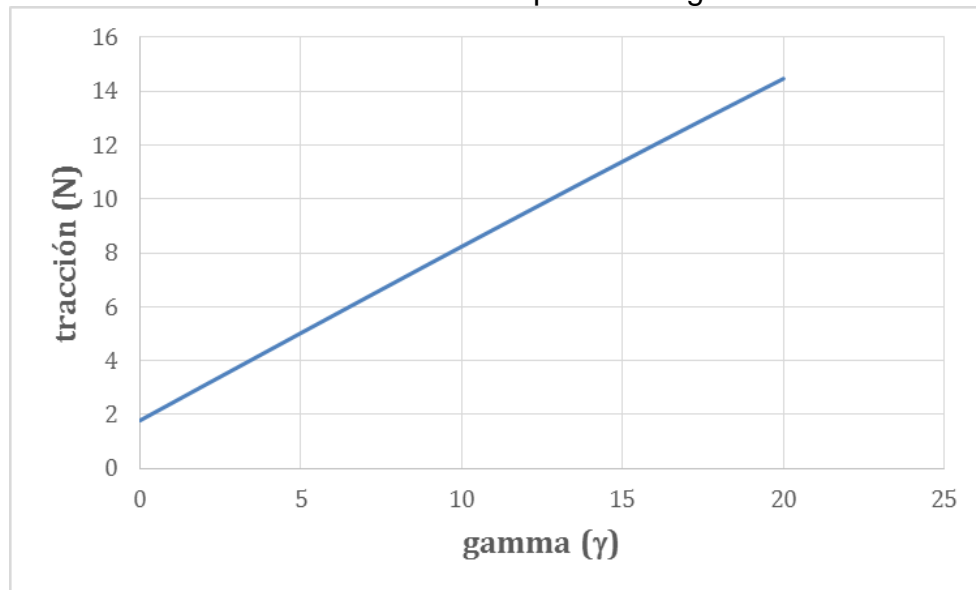
Gráfica 18. Coeficiente de sustentación vs Gamma.



Fuente: Excel, Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Como se puede observar en la gráfica 18, el coeficiente de sustentación disminuye al aumentar la inclinación de la catapulta.

Gráfica 19. Tracción disponible vs gamma.



Fuente: Excel, Bogotá, Colombia: 2016; autores

Partiendo de una condición inicial donde el cuerpo no está en movimiento, $V=0$, la tracción es de 1,7781 N, lo cual nos indica que la catapulta tendrá una inclinación máxima de 12° , aunque el empuje del motor es mayor a cualquier ángulo de la catapulta, se tiene en cuenta que el máximo ángulo de ataque antes de que entre en pérdida.

14. ANEXOS

ANEXO A. Instrumentos de carga paga a utilizar

Imagen 1. Turnigy nano-tech 5000mah 4S 25~50C Lipo Pack

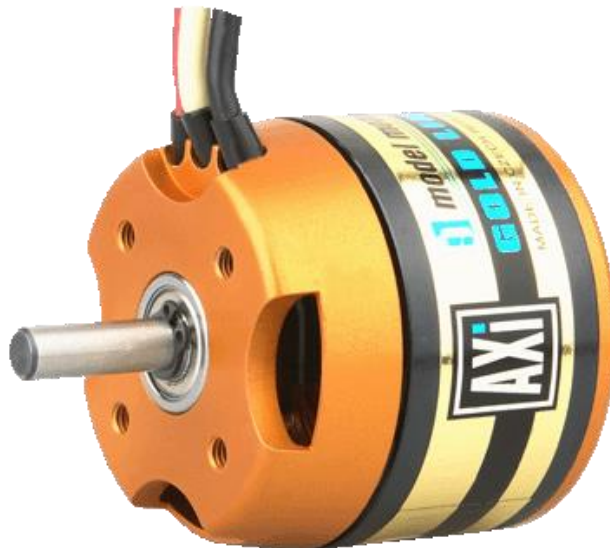


Fuente: Disponible en https://hobbyking.com/es_es/turnigy-nano-tech-5000mah-4s-25-50c-lipo-pack.html imagen 17 de agosto 2016

Especificaciones:

Capacidad: 5000mAh
Voltaje: 4S1P / 4 Celdas / 14.8V
Descarga: 25C Constante / 50C Irrumpida
Peso: 523g (incluye cables, enchufes y cubierta)
Dimensiones: 159x49x33mm
Enchufe de equilibrio: JST-XH
Enchufe de descarga: 4mm conector de bala

Imagen 2. AXI 4120/14 GOLD LINE















Fuente: Disponible en <https://www.modelmotors.cz/product/detail/237/> imagen 17 de agosto 2016

Especificaciones:

No. De celdas: 4-5s Li-Poly
 RPM/V: 660 RMP/V
 Max. Eficiencia: 85%
 Max. Eficiencia de corriente: 20 - 40 A (>82%)
 No. Corriente de carga: 2 A
 Capacidad de corriente: 55 A/60 s
 Resistencia interna: 41 mohm
 Dimensiones (Ø x L): 49,8x55,5 mm
 Diámetro de eje: 6 mm
 Peso: 320 g

Imagen 3. Especificaciones de fabricante AXI

	WEIGHT OF MODEL grams  ounces		Li-pol CELLS 	CURRENT MAX 		 PROPELLER
 TRAINER	3 500	123,5	4s	55A/60s	70A opto	13"x8"
 TRAINER	3 800	134,0	5s	55A/60s	70A opto	12"x6"
 AEROBATIC	2 900	102,3	5s	55A/60s	70A opto	12"x8"
 SAILPLANE	3 200	112,9	3s	55A/60s	70A	15"x9"
 SAILPLANE	4 200	148,2	4s	55A/60s	70A opto	14"x7"
 SAILPLANE	4 800	169,3	5s	55A/60s	70A opto	12"x8"
GLOW ENGINE CONVERSION 	7,5 ccm / .46 - 2stroke .65 - 4stroke					

Fuente: Disponible en <https://www.modelmotors.cz/product/detail/237/> imagen 17 de agosto 2016

Imagen 4. HobbyKing YEP 80A HV (4~12S) Brushless Speed Controller (OPTO)



Fuente: Disponible https://hobbyking.com/es_es/hobbyking-yep-80a-hv-4-12s-brushless-speed-controller-opto.html imagen 17 de agosto 2016

Especificaciones:

Max Corriente contenida: 80A
Max Corriente en irrupida: 100A por 10 segundos
Voltaje interno: 4-12 celdas li-XX o 12-42 baterías de Ni-MH/Ni-Cd
BEC: Ninguna (OPTO)
PWM: 8~16 KHz
Max RPM: 240,000rpm por 2 Polos de motor sin escobillas
Tamaño PCB: 50x30x17mm
Peso: 84g (Cables incluidos)

Imagen 5. WATERPROOF CORELESS DIGITAL SERVO .10/208.3 ALUM CASE - SAVSW1211SG



Fuente: Disponible http://www.savoxusa.com/product_p/savsw1211sg.htm imagen 17 de agosto 2016

Especificaciones

Dimensiones (mm): 40.6x20.7x42.0

Peso (g): 71

Velocidad (@6.0V sec/60): .10

Torque(@6.0V oz-in): 208.3

Engranajes: Solo acero

Cojinete: 2BB

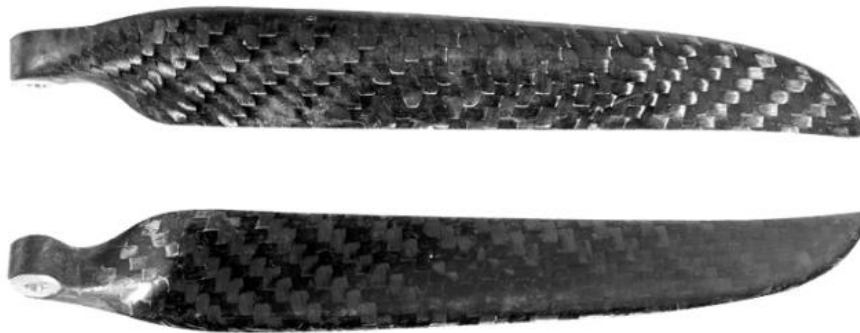
Cobertura: Aluminio

25 Spline de dientes

Frecuencia: 250-333hz

Ancho de pulso de la frecuencia: 1520

Imagen 6. 12x6 Carbon Fiber Folding Props



Fuente: <http://gemfanhobby.en.hisupplier.com/product-2852567-1047-ABS-Folding-Propeller-1047-ABS-Folding-Props.html> imagen 17 de agosto 2016

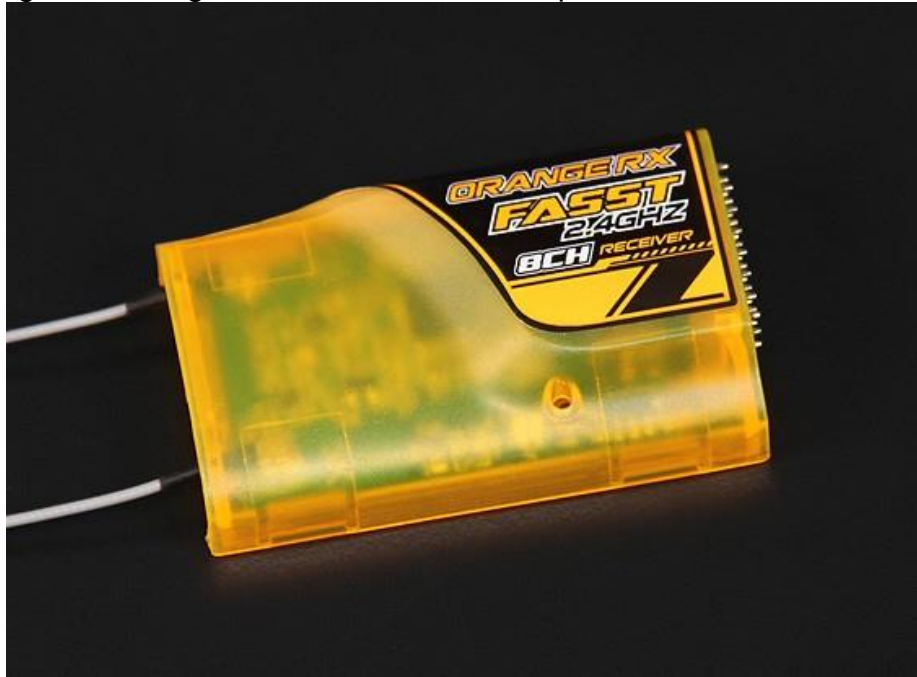
Especificaciones

Largo y pitch: 12x6 inch

Material: Fibra de carbono

Peso: 11.8g

Imagen 7. OrangeRx Futaba FASST Compatible 8Ch 2.4Ghz Receiver



Fuente: https://hobbyking.com/es_es/orangerx-futaba-fasst-2-4ghz-receiver-case.html imagen 17 de agosto 2016

Especificaciones:

Compatible con receptor Futaba FASST: TM7, TM8, TM10, TM14 entre otros.

Peso: 9.7g

8 Canales

Dimensiones: 33x55x14.5mm

Antena gemela para la diversidad y largo alcance.

Voltaje de entrada: 4~9.8V

Rango de especificación: 1.5km+

Resolución: 3072

Estado latente: 22ms

ANEXO B. Data sheet.

**TECHNICAL
DATA SHEET**
No. CFA-001

TORAYCA® T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

FIBER PROPERTIES

	English	Metric	Test Method
Tensile Strength	512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain	1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density	0.064 lbs/in ³	1.76 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter	2.8E-04 in.	7 µm	
Yield			
1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type & Amount	40A, 40B	1.0 %	TY-030B-05
	40D	0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B	1.0 %	TY-030B-05
Twist	Twisted, Untwisted, or Never twisted		

FUNCTIONAL PROPERTIES

CTE	-0.41 $\alpha \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.19 Cal/g·°C
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm·s·°C
Electric Resistivity	$1.7 \times 10^{-3} \Omega \cdot \text{cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

COMPOSITE PROPERTIES *

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

T300

COMPOSITE PROPERTIES**

Tensile Strength	255 ksi	1,760 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	19.5 Msi	130 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	18.5 Msi	125 GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.5 ksi	80 MPa	ASTM D-3039

** Toray Semi-Toughened 350°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling Information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values. These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

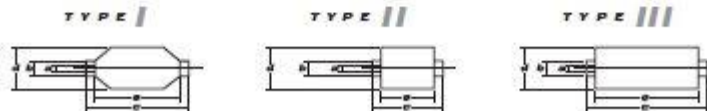
PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist ¹	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type ²	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
1K	A	40A, 50A	1.0	I	94	99	320	135	260	15	15
	A	40A, 50A	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
	B	50B	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
3K	A	40A, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40B, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
6K	A	40D, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40D, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
12K	A	50A	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24
	B	50B	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24

¹ Twist: A: Twisted yarn B: Untwisted yarn made from a twisted yarn through an untwisting process

² Bobbin Type: See Diagram below



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hutton Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92707 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750
Sales@Toraycfa.com Technical@Toraycfa.com www.torayusa.com

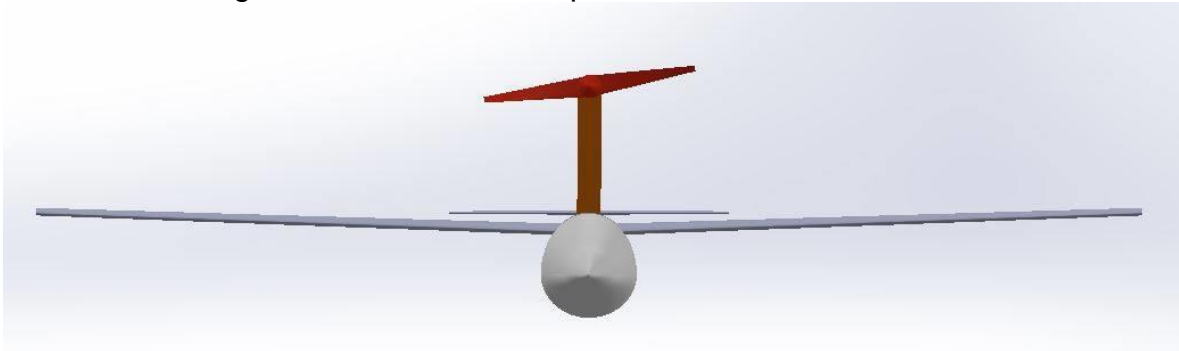
ANEXO C. Tabla ISA.

Altitude [m]	Temperature [Kelvin]	Pressure [pascal]	Density [kg/m ³]	Speed of sound [m/s]	Viscosity [Pa.s]
20000.0	216.650	5474.89	0.0880349	295.070	0.0000143226
21000.0	217.650	4677.89	0.0748737	295.750	0.0000143792
22000.0	218.650	3999.79	0.0637273	296.428	0.0000144357
23000.0	219.650	3422.43	0.0542803	297.105	0.0000144920
24000.0	220.650	2930.49	0.0462674	297.781	0.0000145483
25000.0	221.650	2511.02	0.0394658	298.455	0.0000146044
26000.0	222.650	2153.09	0.0336882	299.128	0.0000146604
27000.0	223.650	1847.46	0.0287769	299.799	0.0000147164
28000.0	224.650	1586.29	0.0245988	300.468	0.0000147722
29000.0	225.650	1362.96	0.0210420	301.136	0.0000148279
30000.0	226.650	1171.87	0.0180119	301.803	0.0000148835

Fuente: disponible en <https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/> 25 noviembre de 2016

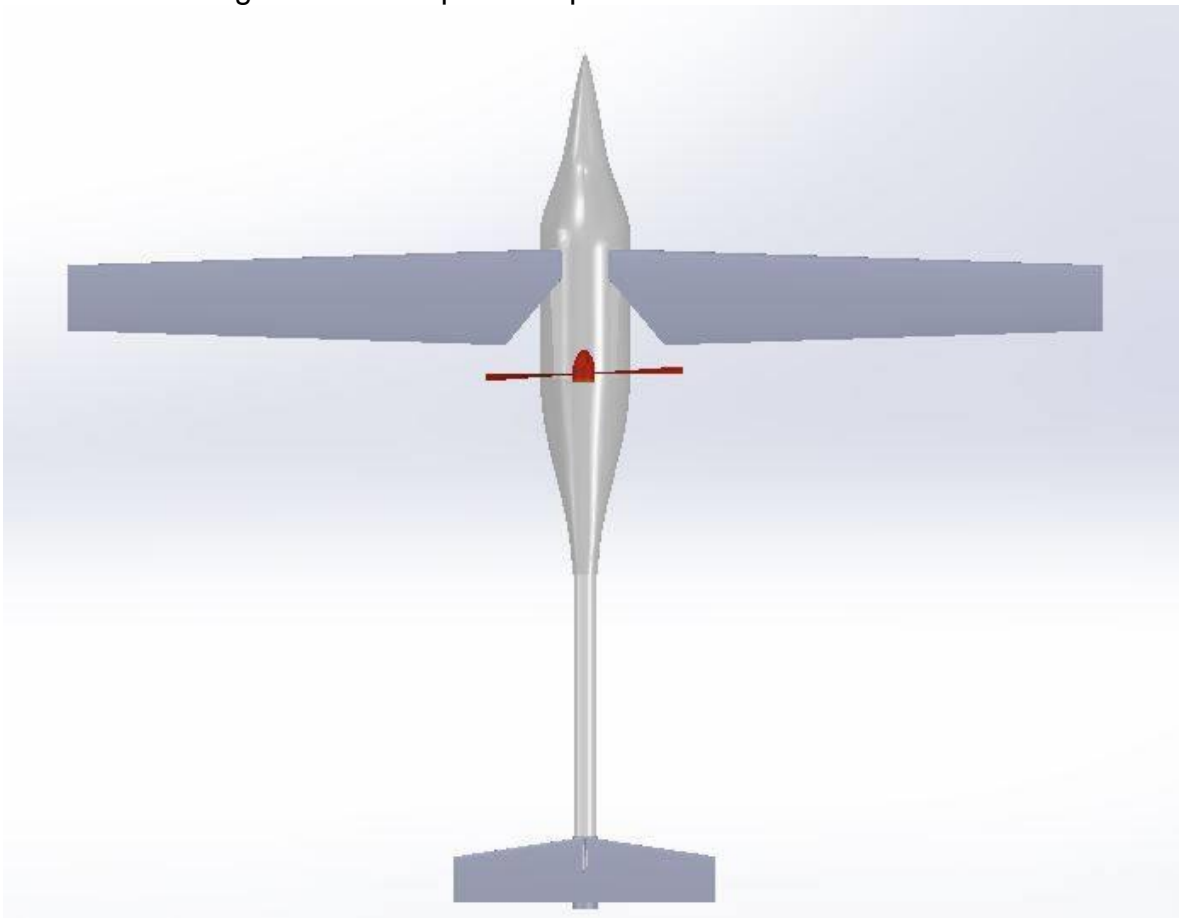
ANEXO D. Diseño del UAV (CAD)

Figura 27. Vista frontal AquaUAV con alas extendidas.



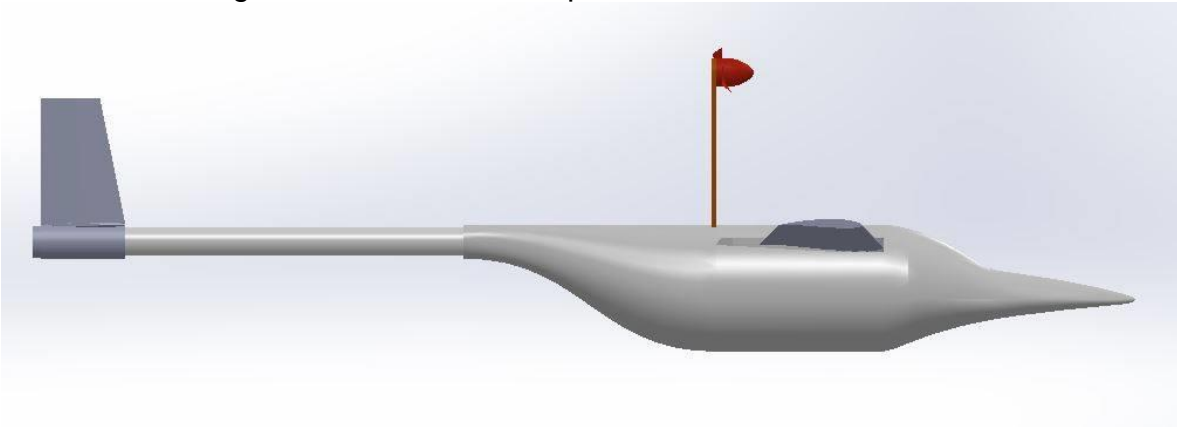
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 28. Vista planta AquaUAV con alas extendidas.



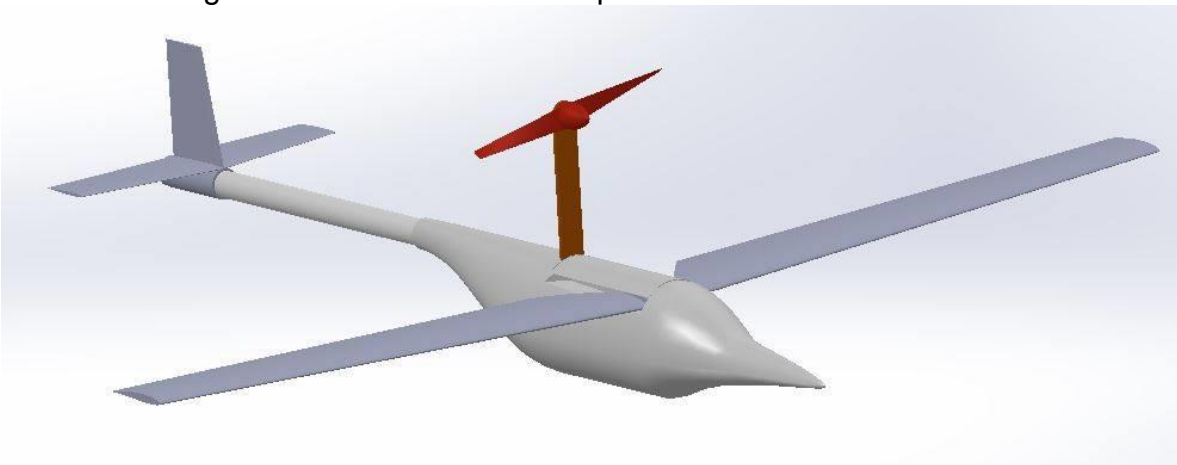
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 29. Vista lateral AquaUAV con alas extendidas.



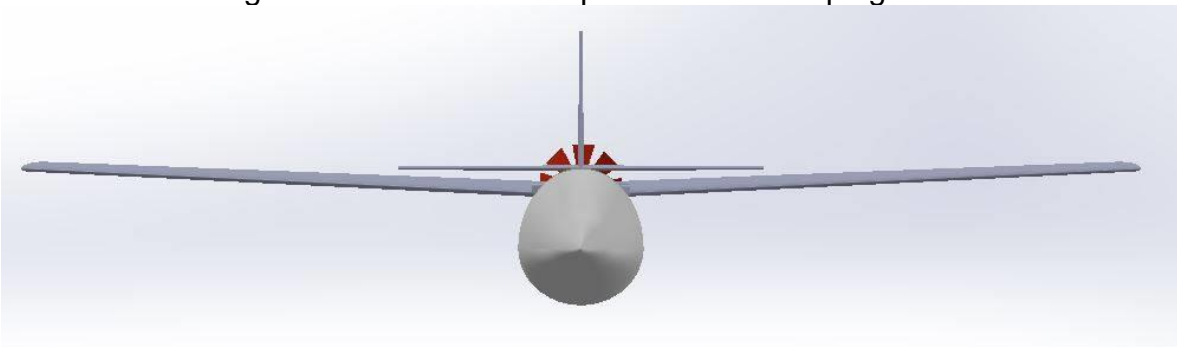
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 30. Vista isométrica AquaUAV con alas extendidas.



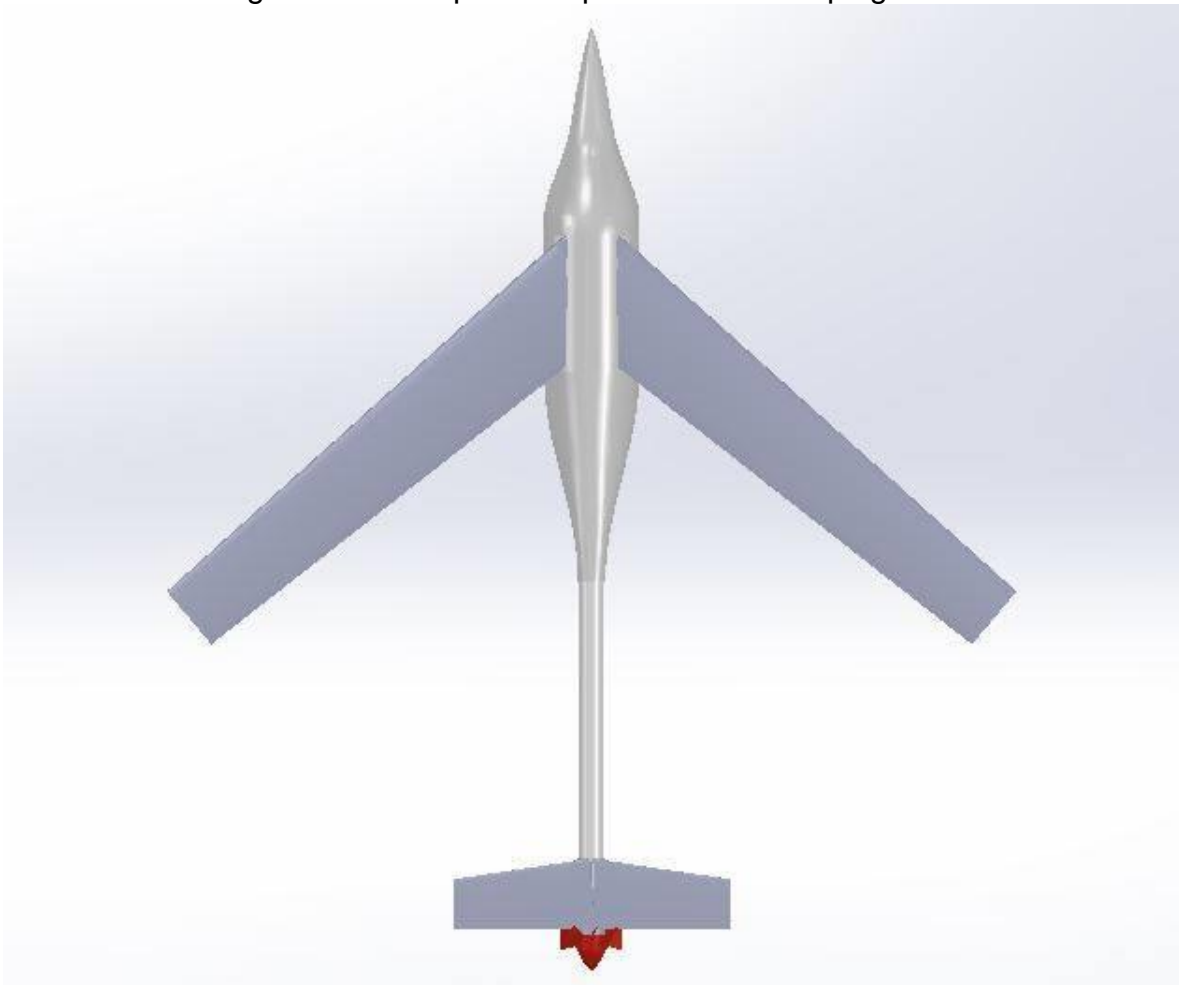
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 31. Vista frontal AquaUAV con alas plegadas.



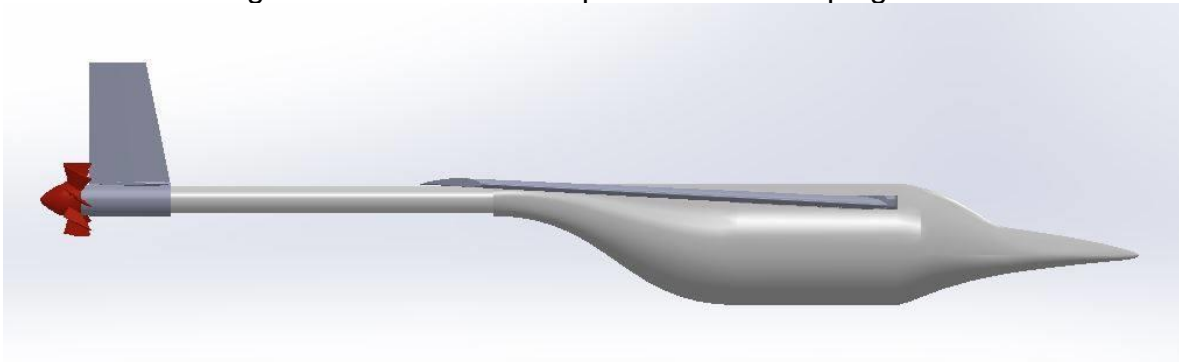
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 32. Vista planta AquaUAV con alas plegadas.



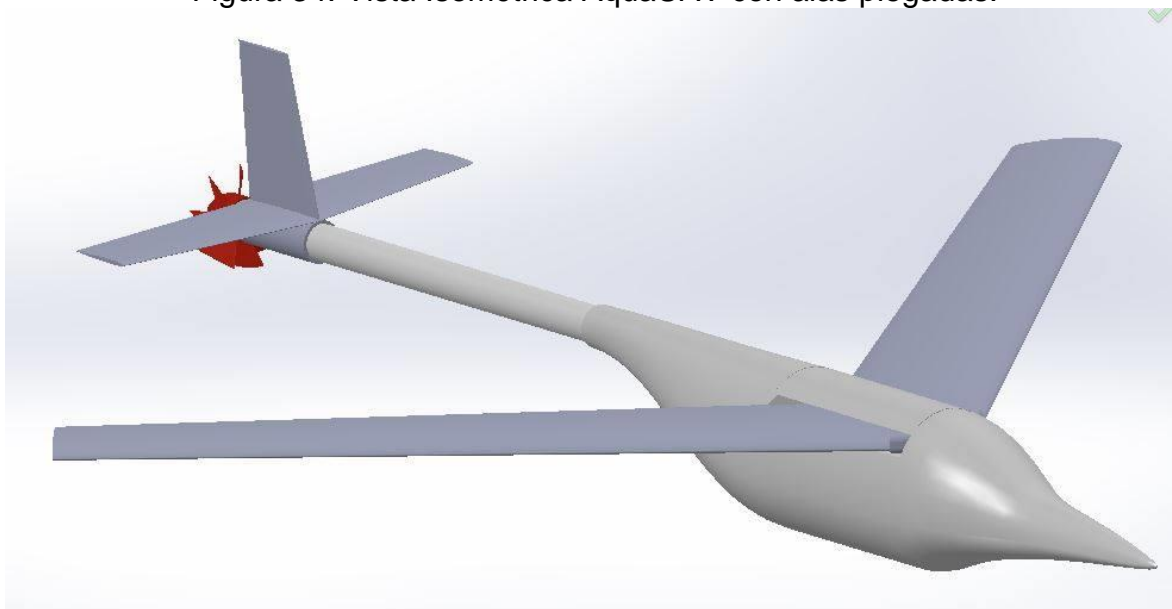
Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 33. Vista lateral AquaUAV con alas plegadas.



Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

Figura 34. Vista Isométrica AquaUAV con alas plegadas.



Fuente: SOLIDWORKS Bogotá, Colombia: 2016; autores.

15. CONCLUSIONES

Para el presente trabajo se propuso un modelo de aeronave no tripulada para poder ingresar al agua y realizar operaciones de monitoreo y tomas de datos. Esto permitió conocer y definir la configuración de la punta del fuselaje y las alas para realizar la transición del fluido afectando lo menos posible la estructura, a su vez que permita el desplazamiento en este medio.

Mediante la caracterización que presenta estructuralmente el modelo es posible consolidar de manera conceptual una construcción del modelo mediante materiales compuestos, en este caso fibra de carbono, material que brinda las capacidades necesarias que estructuralmente requiere el modelo para que cuerpo como tal no se vea afectada en la etapa de transición Aire-Agua, Agua- Aire.

De la eficiencia aerodinámica (L/D) se concluye que es máxima entre $4-5^\circ$. Por lo tanto, este ángulo de ataque es el recomendable para que la aeronave cumpla su misión o vuele en crucero con un bajo ángulo de ataque, observando que el comportamiento óptimo del modelo óptimo no se vería afectado con un ángulo de 0° , el cual permitiría que en la fase de toma de datos el modelo este en vuelo recto y nivelado.

Se analizaron diferentes aspectos que dentro de la práctica conceptual hacen parte de un buen modelo en su construcción, para lo cual un análisis de performance y aerodinámico fue necesario ya que mediante ellos se verificaron muchas de las variables que el modelo en si consigue alcanzar. Determinando también, alcances que a partir de las mismas variables se acogen al argumento teórico de las aplicaciones en el medio.

16.RECOMENDACIONES

Se recomienda a) Trabajar perfiles naca para estudios híbridos para las fases de 6 a 12 de la misión del AquaUAV, b) Realizar un estudio preliminar donde se realice el análisis y simulaciones en softwares de estructuras para optimizar el diseño y conocer los efectos que tiene la transición en la estructura, c) desarrollo y construcción de este prototipo para comparar datos del software ANSYS con los datos reales.

17.REFERENCIAS

- Ajaj, R. M., Beaverstock, C. S., & Friswell, M. I. (2016). Morphing aircraft : The need for a new design philosophy. *Aerospace Science and Technology*, 49, 154–166. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.11.039>
- Aksugur, M., Inalhan, G., & Beard, R. (2008). Hybrid Propulsion System Design of a VTOL Tailsitter UAV, 15.
- Alam, K., Ray, T., & Anavatti, S. G. (2014). Design and construction of an autonomous underwater vehicle. *Neurocomputing*, 142, 16–29. <https://doi.org/10.1016/j.neucom.2013.12.055>
- Alphonse, R., Gómez, C., Caro, P., Castillo, S., Cortés, J., Chaves, E., & Carlos, E. (2003). *DISEÑO PRELIMINAR DEL AVIÓN USB – 001 – X PARA APLICACIÓN DE INSUMOS AGROQUÍMICOS*. San Buenaventura. Retrieved from <http://biblioteca.usbbog.edu.co:8080/Biblioteca/BDigital/27700.pdf>
- Amir, G., Doulgeris, G., & Singh, R. (2011). Progress in Aerospace Sciences Challenges of future aircraft propulsion : A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 47(5), 369–391. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.09.001>
- Anderson, J. (1998). Aircraft performance and design.
- Anderson, J. (University of M. (2010). *Introduction to flight.pdf*. Prince George.
- Andrade, A. (2014). *DISEÑO DE UN AVIÓN ULTRALIVIANO CON BASE EN LAS NORMAS TÉCNICAS JAR-FAR Y EL REGLAMENTO AÉREO COLOMBIANO*. UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE PEREIRA.
- Basaeri, H., Yousefi-koma, A., Zakerzadeh, M. R., & Mohtasebi, S. S. (2014). Mechatronics Experimental study of a bio-inspired robotic morphing wing mechanism actuated by shape memory alloy wires. *Mechatronics*, 24(8), 1231–1241. <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2014.10.010>
- Blidberg, D. R. (2010). The development of autonomous underwater vehicles (auvs); a brief summary. *Ieee Icra*, 6500. Retrieved from <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.122.1739&rep=rep1&type=pdf%5Cnpapers2://publication/uuid/04E2D694-AC73-4625-A5D4-569005FB524D>
- Bruington, M., & Montgomery, J. A. (2014). Spectr A.
- Cetinsoy, E., Dikyar, S., Hancer, C., Oner, K. T., Sirimoglu, E., Unel, M., & Aksit, M. F. (2012). Mechatronics Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV. *Mechatronics*, 22(6), 723–745. <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2012.03.003>
- Chen, J., Shen, X., & Li, J. (2015). Zero Poisson ' s ratio flexible skin for potential two-dimensional wing morphing. *Aerospace Science and Technology*, 45, 228–241. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.05.011>
- College, D. (2010). A Systems Engineering Approach to Unmanned Aerial Vehicle Design, 10th(September), 1–23.
- Conceptos, S., Control, M., Puglisi, L., Carrera, I., & Pedro, C. (2014). Rob´ otica Submarina: Conceptos, Elementos, Modelado y Control., 11, 3–19. <https://doi.org/10.1016/j.riai.2013.11.001>
- Curtin, T. B., Bellingham, J. G., Catipovic, J., & Webb, D. (1993). AUTONOMOUS

- OCEANOGRAPHIC SAMPLING NETWORKS, (3).
- Daynes, S., Lachenal, X., & Weaver, P. M. (2015). Thin-Walled Structures Concept for morphing airfoil with zero torsional stiffness. *Thin Walled Structures*, 94, 129–134. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2015.04.017>
- Dayyani, I., Shaw, A. D., Flores, E. I. S., & Friswell, M. I. (2015). The mechanics of composite corrugated structures : A review with applications in morphing aircraft. *Composite Structures*, 133, 358–380. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.07.099>
- De, M. D. E. L. D., Vuelo, C. A. D. E., Enoc, J., & Villamarín, P. (n.d.). Metodología del diseño de un uav, 4–14.
- Del, M., Aviario, P., Factibilidad, E. D. E., & Tripulado, N. O. (2011). Proyecto de investigacion, 1–124.
- Dinámica, D. E. L. A., Del, D. E. V., Navigator, X., & En, U. A. V. (2011). DINÁMICA DE VUELO DEL NAVIGATOR X2 (UAV) EN CRUCERO . Monografía Trabajo de grado para optar por los títulos de Ingeniero Mecatrónico e Ingeniero Aeronáutico Ing . MSc . Alcy Blanco Jurado Ingeniería Mecatrónica Ing . MSc . Santiago Ramirez.
- Dong, C. Y., Li, W., & Wang, Q. (2013). H ' control of switched systems with nonideal switchings and its application to morphing aircraft, 67, 100–109. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2013.12.009>
- Elias, B. (2016). Unmanned Aircraft Operations in Domestic Airspace : U . S . Policy Perspectives and the Regulatory Landscape (p. 29). Retrieved from <https://www.fas.org/sgp/crs/misc/R44352.pdf>
- Erbil, M. a, Prior, S. D., Karamanoglu, M., Odedra, S., Barlow, C., & Lewis, D. (2009). Reconfigurable Unmanned Aerial Vehicles. *Cormorant*, 7–11.
- Fabiani, P., Fuertes, V., Piquereau, A., & Mampey, R. (2007). Autonomous flight and navigation of VTOL UAVs : from autonomy demonstrations to out-of-sight flights Vol et navigation autonome des hélicoptères sans pilote : des démonstrations de capacités d ' autonomie aux vols hors vue, 11, 183–193. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2006.05.005>
- Fincham, J. H. S., & Friswell, M. I. (2015). Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil. *Aerospace Science and Technology*, 43, 245–255. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.02.023>
- Fiorito, F., Sauchelli, M., Arroyo, D., Pesenti, M., Imperadori, M., Masera, G., & Ranzi, G. (2016). Shape morphing solar shadings : A review, 55, 863–884. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.10.086>
- Gong, X., Huang, J., Scarpa, F., Liu, Y., & Leng, J. (2015). Zero Poisson ' s ratio cellular structure for two-dimensional morphing applications. *COMPOSITE STRUCTURE*, 134, 384–392. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.08.048>
- Han, M., Rodrigue, H., Kim, H., Song, S., & Ahn, S. (2016). Shape memory alloy / glass fiber woven composite for soft morphing winglets of unmanned aerial vehicles. *COMPOSITE STRUCTURE*, 140, 202–212. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.12.051>
- Hannan, M. A., Azidin, F. A., & Mohamed, A. (2014). Hybrid electric vehicles and their challenges : A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 29, 135–150. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2013.08.097>

- Haoqin, S., Xiaoxiang, B., Hongwei, S., Kai, L., & Jing, S. (2015). Anti Measure Noise Research of Morphing Wing UAV. *Procedia Engineering*, 99, 975–980. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.630>
- Haoqin, S., Zhan, H., Xiaoxiang, B., Hongwei, S., Jing, S., & Bu, A. (2015). Morphing Process Research of UAV with PID Controller. *Procedia Engineering*, 99(1), 873–877. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.615>
- Hector, I., & Alvarez, D. (2016). *Arquitectura de hardware de bajo costo para un vehículo autónomo sumergible Universidad Central “ Marta Abreu ” de Las Villas Arquitectura de hardware de bajo costo para un*. Retrieved from [http://dspace.uclv.edu.cu/bitstream/handle/123456789/6338/Alejandro Sánchez Sánchez.pdf?sequence=1&isAllowed=y](http://dspace.uclv.edu.cu/bitstream/handle/123456789/6338/Alejandro_Sánchez_Sánchez.pdf?sequence=1&isAllowed=y)
- Hobbs, A. (2010). *Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment. Human Factors in Aviation*. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-374518-7.00016-X>
- Houghton, E. L. (2003). *Aerodynamics for engineering students* (Fifth). EUA: University of Warwick.
- Hung, J. Y., & Gonzalez, L. F. (2012). Progress in Aerospace Sciences On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 51, 1–17. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2011.12.001>
- Isidoro, A. (2004). *Aerodinámica y actuaciones del avion* (12th ed.).
- Joung, T., Sammut, K., He, F., & Lee, S. (2013). Shape optimization of an autonomous underwater vehicle with a ducted propeller using computational fluid dynamics analysis. *Inter J Nav Archit Oc Engng*, 4(1), 44–56. <https://doi.org/10.2478/IJNAOE-2013-0077>
- Karimoddini, A., Lin, H., Chen, B. M., & Heng, T. (2011). Mechatronics Hybrid formation control of the Unmanned Aerial Vehicles. *Mechatronics*, 21(5), 886–898. <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2010.09.007>
- Kovac, M. (n.d.). Bio-inspired aerial construction and multi-modal mobility Department of Aeronautics.
- Kuder, I. K., Arrieta, A. F., & Ermanni, P. (2015). Design space of embeddable variable stiffness bi-stable elements for morphing applications. *COMPOSITE STRUCTURE*, 122, 445–455. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.11.061>
- Liang, J., Yang, X., Wang, T., Yao, G., & Zhao, W. (2013). Design and Experiment of a Bionic Gannet for Plunge-Diving. *Journal of Bionic Engineering*, 10(3), 282–291. [https://doi.org/10.1016/S1672-6529\(13\)60224-3](https://doi.org/10.1016/S1672-6529(13)60224-3)
- Lucas, J., Dantas, D., Barros, E. A. De, Mutscheler, F. A., & Umeda, C. H. (2011). EXPERIMENTAL RESEARCH ON AUV MANOEUVRABILITY, (2009).
- Mardanpour, P., & Hodges, D. H. (2014). Passive morphing of flying wing aircraft : Z-shaped configuration. *Journal of Fluids and Structures*, 44, 17–30. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2013.09.020>
- Montgomery, J. A. (2010). Spectr A.
- Murugan, S., Saavedra, E. I., Adhikari, S., & Friswell, M. I. (2012). Optimal design of variable fiber spacing composites for morphing aircraft skins. *Composite Structures*, 94(5), 1626–1633. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.12.023>
- Murugan, S., Woods, B. K. S., & Friswell, M. I. (2015). Hierarchical modeling and

- optimization of camber morphing airfoil. *Aerospace Science and Technology*, 42, 31–38. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.10.019>
- Noriega, J. (2016). Blog de arqueología naval. Retrieved from <http://abcblogs.abc.es/espejo-de-navegantes/2016/03/26/oceanology-2016-mas-profundo-y-mas-lejos-en-las-exploraciones-submarinas/>
- Olympio, K. R. (2009). *Compliant Load-Bearing Skins and Structures for Morphing Aircraft Applications*. The Pennsylvania State University.
- Power, N. Y. P. (2010). CTE to lead DOD, (June), 4–5. [https://doi.org/10.1016/S1464-2859\(10\)70177-2](https://doi.org/10.1016/S1464-2859(10)70177-2)
- Qi-dou, Z., Bin, F., Engineering, S., January, R., & June, R. (2014). Hydrodynamic performance of distributed pump-jet propulsion system for un-, 26(4), 523–530. [https://doi.org/10.1016/S1001-6058\(14\)60059-7](https://doi.org/10.1016/S1001-6058(14)60059-7)
- Qiu, J., Wang, C., Huang, C., Ji, H., & Xu, Z. (2014). Smart skin and actuators for morphing structures. *Procedia IUTAM*, 10, 427–441. <https://doi.org/10.1016/j.piutam.2014.01.037>
- Raymer, D. P., Przemieniecki, J. S., Hibma, R., Hecq, L., Scott, H., Child, R., ... Raymer, G. (1999). *Aircraft Design : A Conceptual Approach* (Third). AIAA Education Series.
- Recoskie, S. (2014). Autonomous Hybrid Powered Long Ranged Airship for Surveillance and Guidance.
- Ren, H., & Zhiping, Q. (2013). Transient aeroelastic responses and flutter analysis of a variable-span wing during the morphing process. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(6), 1430–1438. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.07.047>
- Rivera, E. (2016). No Title. Retrieved from <http://www.aerocivil.gov.co/AAeronautica/Rrglamentacion/CINAeronauticas/BibliotecaConceptosInterpretativos/AEREOSNO TRIPULADOS-UAVS-OPERACION.pdf>
- Saad, B. (2015). ScienceDirect of a of a of a Group of a Group Cooperating Cooperating of a Group Cooperating Underwater Underwater. *IFAC-PapersOnLine*, 48(5), 47–52. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.06.462>
- Sahin, S., Tolun, M. R., & Hassanpour, R. (2012). Expert Systems with Applications Hybrid expert systems : A survey of current approaches and applications. *Expert Systems With Applications*, 39(4), 4609–4617. <https://doi.org/10.1016/j.eswa.2011.08.130>
- Sánchez, G., Valenzuela, M. M., & Cadavid, E. S. (2013, May). Vehículos aéreos no tripulados en Latinoamérica. *España*, 85. Retrieved from <http://www.infodefensa.com/servicios/publicaciones/empresa-informe-infodefensa-vehiculos-aereos-no-tripulados-en-latinoamerica.html>
- Sangster, W. (2009). *Estruturas de aeronaves cargas no aviao*. Sao Carlos.
- Schmidt, H. (2007). Accepted by :
- Shaw, A. D., Dayyani, I., & Friswell, M. I. (2015). Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft. *COMPOSITE STRUCTURE*, 119, 227–237. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.09.001>
- Siddall, R., & Kova, M. (n.d.). platforms Aquatic Micro Air Vehicles.
- Smitt, W., Aage, C., Lyngby, D., & Smitt, L. W. (1994). Hydrodynamic manoeuvrability data of a flatfish type AUV Hydrodynamic Manoeuvrability

- Data of a Flatfish Type AUV. <https://doi.org/10.1109/OCEANS.1994.364236>
- Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T., & Yeo, W. K. (2010). Shape morphing of aircraft wing : Status and challenges. *Materials and Design*, 31(3), 1284–1292. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2009.09.011>
- Sugar, O., Koreanschi, A., Botez, R. M., Mamou, M., & Mebarki, Y. (2016). Numerical Simulation and Wind Tunnel Tests Investigation and Validation of a Morphing Wing-Tip Demonstrator Aerodynamic Performance. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.014>
- Swartz, E., Wang, R., Lamb, C., & Hoover, A. (2012). Hybrid Aerial Underwater Vehicle (MIT Lincoln Lab). Vehicles, A. U. (n.d.). Topic Seminar, 1–15.
- Wang, T., Dong, C., & Wang, Q. (2015). Optik Finite-time boundedness control of morphing aircraft based on switched systems approach. *Optik - International Journal for Light and Electron Optics*, 126(23), 4436–4445. <https://doi.org/10.1016/j.ijleo.2015.08.040>
- Wang, T. M. (n.d.). CFD based investigation on the impact acceleration when a gannet impacts with, 36006. <https://doi.org/10.1088/1748-3182/8/3/036006>
- Weisshaar, T. (2006). Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design. *Multifunctional Structures / Integration of Sensors and Antennas*, O1-1 – O1-20. Retrieved from <http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=AD A479821>
- Wick, A., & Wick, A. (2006). Computational simulation of an unmanned air vehicle impacting water by.
- Wongui, B. (2010). *Morphing Unmanned Aerial Vehicles*. Spine. Aalto University.
- Woods, B. K. S., & Friswell, M. I. (2015). The Adaptive Aspect Ratio morphing wing: Design concept and low fidelity skin optimization. *Aerospace Science and Technology*, 42, 209–217. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.01.012>
- Wynn, R. B., Huvenne, V. A. I., Le, T. P., Murton, B. J., Connelly, D. P., Bett, B. J., ... Hunt, J. E. (2014). Autonomous Underwater Vehicles (AUVs): Their past , present and future contributions to the advancement of marine geoscience. *Marine Geology*, 352, 451–468. <https://doi.org/10.1016/j.margeo.2014.03.012>
- Yang, X., Wang, T., Liang, J., Yao, G., & Liu, M. (2015). Survey on the novel hybrid aquatic-aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV). *Progress in Aerospace Sciences*, 74, 131–151. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.12.005>